

**О. В. КОМАРОВ
Т. А. НЕДОШИВИНА
Б. С. РЕВЗИН**

АВИАЦИОННЫЕ И СУДОВЫЕ КОНВЕРТИРОВАННЫЕ ГАЗОТУРБИННЫЕ ДВИГАТЕЛИ НАЗЕМНОГО ПРИМЕНЕНИЯ

Учебное пособие

Министерство науки и высшего образования Российской Федерации

Уральский федеральный университет
имени первого Президента России Б. Н. Ельцина

О. В. Комаров, Т. А. Недошивина, Б. С. Ревзин

АВИАЦИОННЫЕ И СУДОВЫЕ КОНВЕРТИРОВАННЫЕ ГАЗОТУРБИННЫЕ ДВИГАТЕЛИ НАЗЕМНОГО ПРИМЕНЕНИЯ

Учебное пособие

*Под общей редакцией кандидата технических наук,
доцента О. В. Комарова*

Рекомендовано методическим советом
Уральского федерального университета
для студентов вуза, обучающихся по направлению подготовки
13.03.03 — Энергетическое машиностроение

Екатеринбург
Издательство Уральского университета
2019

УДК 621.438:629(075.8)
ББК 39.455.5я73+39.55я73
К63

Рецензенты: завкафедрой энергетики д-р техн. наук, проф. *С. М. Шанчуров* (Уральский государственный лесотехнический университет); главный конструктор ЗАО «Уральский турбинный завод», канд. техн. наук *Т. Л. Шибаетов*

Комаров, О. В.

К63 Авиационные и судовые конвертированные газотурбинные двигатели наземного применения : учебное пособие / О. В. Комаров, Т. А. Недошивина, Б. С. Ревзин ; под общ. ред. канд. техн. наук, доц. О. В. Комарова. — Екатеринбург : Изд-во Урал. ун-та, 2019. — 196 с.
ISBN 978-5-7996-2599-3

Изложены предпосылки применения конвертированных транспортных газотурбинных двигателей (ГТД) в качестве приводных для энергетических и газотранспортных установок.

Рассмотрены вопросы переменного режима конвертированных авиационных и судовых ГТД в наземной эксплуатации, конструктивные особенности конвертированных двигателей отечественного и зарубежного производства. Особое внимание уделено вопросам обслуживания, надежности и диагностики газотурбинных двигателей транспортного типа.

Пособие предназначено для студентов вуза, обучающихся по направлению подготовки 13.03.03 — Энергетическое машиностроение, и может быть использовано для слушателей систем переподготовки и повышения квалификации специалистов газотранспортных предприятий и персонала газотурбинных электрических станций.

Библиогр.: 8 назв. Табл. 9. Рис. 93. Прил. 1.

УДК 621.438:629(075.8)
ББК 39.455.5я73+39.55я73

ISBN 978-5-7996-2599-3

© Уральский федеральный
университет, 2019

ВВЕДЕНИЕ

Эффективность применения конвертированных авиа- и судовых двигателей для малой и средней энергетики

В начале 90-х годов XX века в нашей стране произошел переход управления крупных машиностроительных заводов в руки частных и мелких инвесторов, фактически прекратилась деятельность отечественных энергомашиностроительных предприятий, выпускавших паровые и газовые турбины для нужд энергетики, а затем и ГТУ для транспорта газа. Одновременно резко сократилось и количество изготавливаемых гражданских самолетов большой вместимости, строительство военно-морских судов.

Но промышленность нуждалась в продолжении развития энергетики в связи с выработкой ресурса имевшейся техники и ее моральном и физическом устаревании. Выходом из создавшейся ситуации, с одной стороны, был импорт современного крупного энергетического оборудования, а с другой — использование в районах, где наблюдался недостаток электроэнергии, конвертированных отечественных и зарубежных эффективных авиа- и судовых двигателей для местных электростанций.

Одновременно в тот же период времени в нашей стране был утрачен крупный рынок совместного производства электрической и тепловой энергии в больших городах, возросло строительство мелких отопительных котельных, нерационально использующих топливо. Возникла необходимость широкого внедрения технологий, позволяющих увеличивать производство электроэнергии в местах ее потребления с развитой утилизацией тепла уходящих газов.

Во многих странах поддерживается развитие распределенных систем генерации электроэнергии в дополнение к существующим централизованным системам. Существуют проблемы в отношении стоимости электроэнергии, полученной на местах, по сравнению с передаваемой из крупных энергосистем. При развитой системе газоснабжения в результате опыта, полученного при эксплуатации достаточно совершенных авиа-

и судовых двигателей, выяснилось, что при использовании собственных небольших ТЭЦ суммарная электрическая и тепловая энергия имеет более низкую стоимость, чем получаемая из централизованных источников.

Достойная альтернатива созданию крупных энергоблоков подкрепляется экономией средств на модернизацию распределительных систем. Рост производства автономных источников энергии удовлетворяет возрастающим требованиям к качеству и надежности энерго- и теплоснабжения. Таким образом, возрастающее внимание к использованию конвертированных авиа- и судовых газотурбинных двигателей имеет достаточное обоснование.

В отношении удельного расхода топлива при отсутствии теплового потребления привлекает внимание создаваемая пермскими двигателестроителями ГТУ с регенерацией половинного расхода рабочего тела. В такой установке может быть получен эффективный КПД, приближающийся к показателям парогазовых установок средней и небольшой мощности (45...46 %).

Основным критерием для создания эффективных промышленных авиационных двигателей также должна быть стоимость жизненного цикла ГТД, включающая затраты на доработку конструкции двигателя при конвертации его для наземного применения, топливные затраты на единицу срока службы, расходы на техническое обслуживание и поддержание работоспособности, затраты на ремонт с включением транспортных расходов и т. д. В части применения конвертированных двигателей для привода нагнетателей на компрессорных станциях газопроводов лучше руководствоваться использованием понятия стоимости жизненного цикла, в которое, кроме обычных составляющих, должна входить стоимость укрытия.

В ближайшем будущем наиболее перспективной представляется двухвальная схема газогенератора, обеспечивающая в дальнейшем реализацию параметров T_r до 1650...1800 К и $\pi_{к\Sigma} = 30...35$. В то же время значительный эффект мог бы быть получен при замене материалов лопаток и дисков на более дешевые, для чего, в частности, должна быть модернизирована система охлаждения деталей турбины, а также камера сгорания.

Кроме требований к общему и межремонтному ресурсу, должно быть уделено внимание возможности длительной безостановочной работы двигателя, особенно для газоперекачивающих агрегатов, где даже кратковременный останов связан с безвозвратной потерей технологического газа. В частности, при переработке ГТД для наземного применения должно быть введено дублирование отдельных филь-

тров, чтобы при необходимости можно было проводить их контроль и замену без остановки двигателя.

Значительное снижение затрат при длительной эксплуатации может обеспечить модульная конструкция двигателя, позволяющая замену модулей в эксплуатации без трудоемких подгонок. Безусловным требованием к новым двигателям является повышение технологичности обслуживания. Под этим понимается упрощение доступа к обслуживаемым элементам, сокращение числа инструмента для обслуживания и номенклатуры проводимых работ. Должна быть обеспечена возможность бороскопического осмотра проточной части турбомашин и камеры сгорания.

Двигатель должен быть снабжен электронной системой автоматического управления, включающей развитую систему контроля его технического состояния. С начала ввода в действие должна быть обеспечена эксплуатация ГТД по фактическому техническому состоянию.

Свободная силовая турбина, которая является новым объектом при конвертировании авиадвигателя, должна быть спроектирована таким образом, чтобы не было необходимости при ремонте отсоединять ее от приводимого агрегата. Благодаря пониженным параметрам газового тракта, она может быть рассчитана на повышенный межремонтный ресурс. Обязательна отработка последней ступени СТ совместно с затурбинным диффузором.

Предпочтительно выполнение СТ с регулируемой первой ступенью, что позволяет осуществить различные программы управления двигателем, улучшить динамику регулирования энергетических агрегатов.

Новые двигатели должны отвечать все возрастающим экологическим требованиям по токсичности выбросов, шуму, тепловыделениям в укрытие. Основные характеристики газотурбинных двигателей, применяемых в настоящее время в газоперекачивающих и энергетических агрегатах, приводятся в приложении.

Важное значение имеют затраты на ремонтно-техническое обслуживание. По литературным данным, расходы на обслуживание и ремонты для современных парогазовых установок существенно превышают затраты на автоматизированных газотурбинных электростанциях с утилизацией теплоты. Примеры низких затрат на обслуживание и ремонты демонстрирует ряд отечественных и зарубежных конвертированных двигателей. Нет сомнений, что по мере совершенствования двигателей и в результате развития конкуренции эти затраты должны иметь тенденцию к снижению.

ГЛАВА 1. СРАВНИТЕЛЬНАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА ГАЗОТУРБИННЫХ ПРИВОДОВ: АВИАЦИОННОГО, СУДОВОГО И СТАЦИОНАРНОГО

1.1. Конструктивные типы авиадвигателей, используемых для конвертирования в энергетические и приводные установки

Принципиальные схемы основных авиационных газотурбинных двигателей приводятся в большом числе источников, в частности в [1, 2].

В нашей стране хронологически первыми были конвертированы для использования на земле одновальные турбовинтовые двигатели (ТВД) с необходимыми переделками.

На рис. 1.1 представлена принципиальная схема турбовинтового двигателя. В нем основная полезная мощность передается через редуктор на винт, который является главным движителем. По такой схеме выполнены кратко затронутые ниже в настоящем издании ТВД НК-12МВ, АИ-20, АИ-24 и др.

В зарубежной практике вначале большее распространение получило применение турбореактивных двигателей, принципиальная схема которых представлена на рис. 1.2. Для использования на земле вместо реактивного сопла выполнялась дополнительная свободная силовая турбина, связанная с газогенераторной частью двигателя только газодинамически. Энергетические и приводные установки, использующие газогенератор авиационного двигателя, как известно, широко распространены в различных отраслях промышленности. Турбовинтовой двигатель НК-12МВ также был переработан в двигатель со свободной турбиной, получил название НК-12СТ и был применен в газоперекачивающем агрегате ГПА-Ц-6,3.

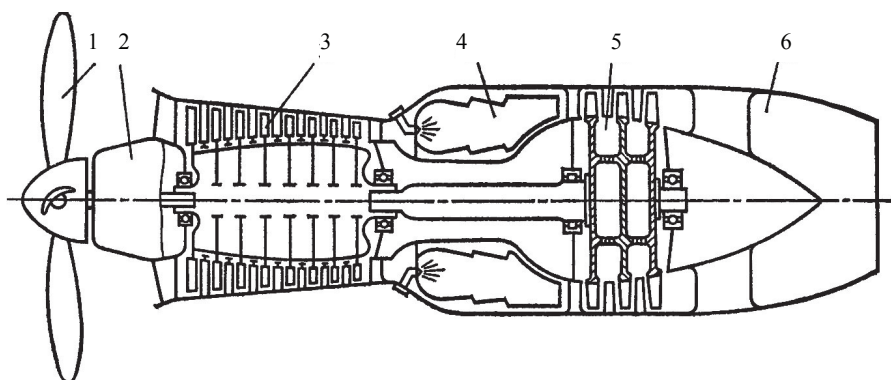


Рис. 1.1. Принципиальная схема ТВД:*

1 — воздушный винт; 2 — редуктор; 3 — компрессор; 4 — камера сгорания;
5 — турбина; 6 — выходное сопло

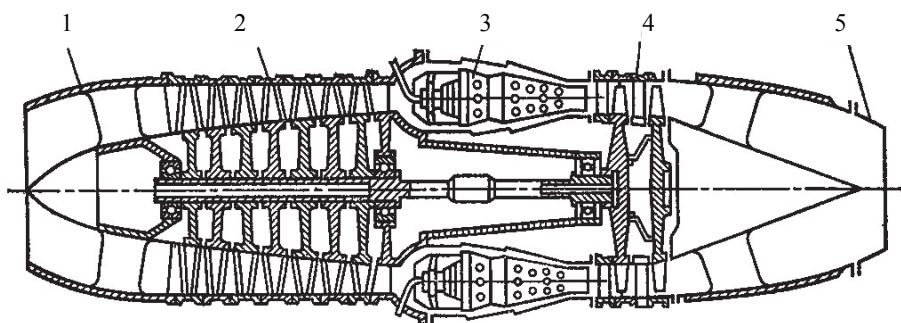


Рис. 1.2. Принципиальная схема ТРД:

1 — входное устройство; 2 — компрессор; 3 — камера сгорания;
4 — турбина; 5 — выходное устройство

Несколько позже началось конвертирование двухконтурных двухвальных турбореактивных двигателей (ДТРД или ТРДД). Структурная схема одного варианта ТРДД представлена на рис. 1.3. Без наружного контура, используемого в движительной составляющей двигателя, газогенератор стал состоять из двух компрессоров (КНД и КВД), камеры сгорания и двух турбин (ТВД и ТНД). Главным достоинством двухвального газогенератора стала реализация более высокой степени повышения давления, обеспечиваемая двумя компрессорами, что давало значительный выигрыш в экономичности. При ДТРД полезная мощность также вырабатывалась преимущественно в дополнительной свободной турбине.

* Здесь и далее представлены рисунки из техдокументации предприятия.

Однако наружный контур двигателя, по которому нагнетается вентилятором воздух для повышения КПД движителя, в условиях земли использовать затруднительно и его большей частью удаляют.

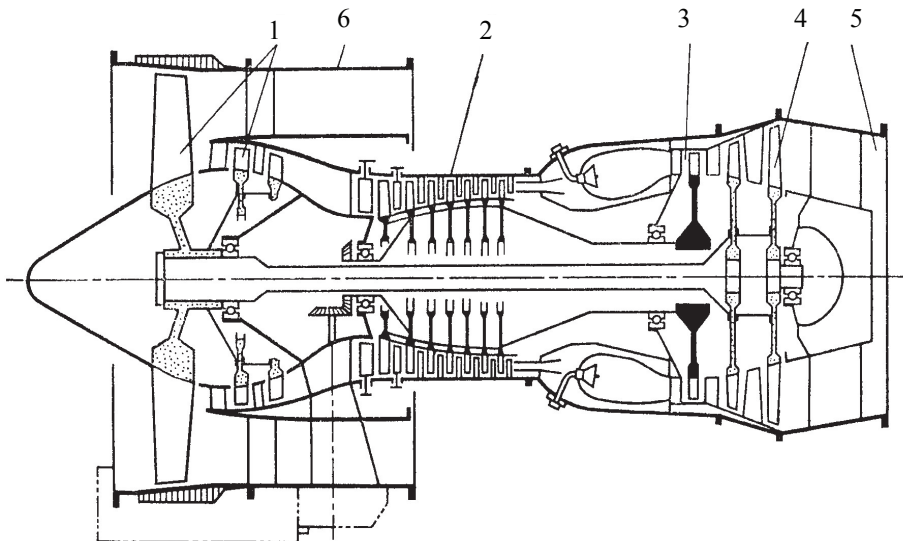


Рис. 1.3. Принципиальная схема ТРДД:

1 — вентилятор и компрессор низкого давления; 2 — компрессор высокого давления; 3 — турбина высокого давления; 4 — турбина низкого давления; 5 — выходное сопло центрального контура; 6 — выходное сопло второго контура

В нашей стране в свое время наиболее известны были двухконтурные двигатели типов НК-8-2у, Д30-КУ, АИ-25 и др.

Вопросы конвертирования некоторых отечественных авиадвигателей и их показатели в условиях земли изложены в [1, 2] и других источниках. Среди других мероприятий по конвертированию авиадвигателей для наземного применения можно выделить:

- замену подвески двигателя на раму;
- разработку силовой турбины;
- замену топливной системы и модернизацию камеры сгорания;
- замену системы регулирования и управления;
- перестановку навесных агрегатов с корпуса двигателя на раму;
- корректировку противообледенительной системы;
- снижение максимальных параметров температуры газа, степени сжатия, частоты вращения;
- приспособление к изменению периодичности обслуживания.

Характерной чертой авиационных двигателей является малая масса. С этим связана тщательная отработка конструкции на опытных образцах. Для авиадвигателестроения характерны также постоянный прогресс в части повышения экономичности и надежности, возможность использования в конвертированных двигателях многих деталей, отработавших летный ресурс, но пригодных для дальнейшей эксплуатации, развитие средств технической диагностики.

Специалистам известно, что увеличение эффективности газогенераторной части двигателя определяется в первую очередь ростом степени повышения давления π_k и максимальной температуры в цикле T_T . Совершенствование однокомпрессорных газогенераторов и более сложных двухкомпрессорных в этом направлении происходило параллельно. В однокомпрессорных ГТД, например разработанных пермскими моторостроителями, было достигнуто $\pi_k \approx 20$, в результате чего появился двигатель земного применения мощностью 16 МВт с КПД до 37 %, названный ГТУ-16 П.

Более экономичными могут быть двигатели, имеющие в газогенераторе два или три компрессора, приводимые своими турбинами. Правда, это вызывает определенную сложность конструкции, которая требует более совершенной технологии и усложняет управление двигателями. Ниже рассмотрены особенности переменных режимов как более сложных, так и простых двигателей с одним компрессором.

1.2. Общая характеристика судовых двигателей, применяемых при транспорте газа и в энергетике

Как известно, в качестве газотурбинных установок малой и средней мощности могут быть использованы конвертированные газотурбинные двигатели (ГТД) не только авиационного, но и судового типа. Исторически до некоторого времени развитие технологии и улучшение конструкции стационарных и авиационных двигателей шло параллельными курсами. Вследствие широкого применения ГТД в военной и гражданской авиации и значительных затрат на их разработку и совершенствование технологии двигатели авиационного типа получили ряд преимуществ перед аналогичными промышленными: более высокий эффективный КПД (до 40 % и более), высокое качество из-

готовления, модульность конструкции, — благодаря чему они нашли широкое применение в наземных условиях на газоперекачивающих станциях и в электроэнергетике. Недостатком их являются несколько более высокие затраты на обслуживание и ремонт.

За рубежом ряд ГТД стационарного и авиационного типов были модифицированы для использования их в судовых газотурбинных установках (ГТУ). Основные задачи такого конвертирования: перевод двигателя на работу на жидкое газотурбинное топливо; адаптация работы ГТД в морской среде; присоединение к редуктору; обеспечение возможности реверса и других специальных режимов работы.

Примерами зарубежных авиадвигателей, переработанных для использования в качестве судовых, могут служить ГТД LM1500 и LM2500 (оба фирмы General Electric), FT4A и FT9 (Turbo Power & Marine System), Spey фирмы Rolls Royce и др.

В бывшем СССР на НПО «Машпроект» в г. Николаеве, начиная с 1954 г., была развернута разработка специальных судовых газотурбинных двигателей для военно-морского флота.

Отличаясь от авиационных значительно большей массой и моторесурсом, они более полно отвечали условиям работы на земле. Тем не менее необходимо было их дальнейшее приспособление к особенностям эксплуатации у различных заказчиков.

В настоящее время доработанные судовые ГТД применяются во многих областях промышленности и транспорта, например в качестве транспортабельных энергетических установок плавучих электростанций, для привода нагнетателей на магистральных газопроводах, в передвижных блочно-транспортабельных газотурбинных электростанциях (БТГТЭ), на промышленных электростанциях, в парогазовых энергетических установках небольшой и средней мощности.

Основными достоинствами, обусловившими широкое применение авиационных и судовых ГТД, являются:

- высокая экономичность в сравнении с эксплуатируемыми ГТУ стационарного типа (КПД до 40 % при работе ГТД по простому циклу);
- высокий уровень автоматизации работы двигателя, что упрощает эксплуатацию и сокращает потребность в обслуживающем персонале;
- повышенный ресурс до капитального ремонта (вначале около 20 тыс. часов — с последующим увеличением до 40 тыс. часов);

- большее соответствие характеристик экологическим нормам и требованиям;
- блочность конструкции, благодаря чему достигается простота доставки на место эксплуатации, а также минимизация работ по монтажу;
- возможность реконструкции компрессорного цеха на газопроводе при умеренных капитальных затратах (также с учетом блочности конструкции).

Благодаря этим качествам число только судовых двигателей, применяемых при транспорте газа и в энергетике России и Украины, к концу XX столетия превысило 700 ед.

В настоящее время в отечественной практике наиболее распространены судовые двигатели, разработанные НПО «Машпроект» (г. Николаев). Этим коллективом выпущены и серийно производятся на заводе «Заря» газотурбинные двигатели (ГТД) как для водоизмещающих судов, так и с меньшей удельной массой для судов на подводных крыльях и воздушной подушке.

По величине единичной мощности, ресурсу, стоимости жизненного цикла при использовании в условиях земли для привода нагнетателей природного газа более других подходят двигатели для судов мощностью от 6 до 25 МВт.

Возможно также использование отечественных и зарубежных судовых двигателей, полученных переработкой из авиационных, например ГТУ-25П (на базе ПС-90 завода «Авиадвигатель»), LM-2500 («Дженерал Электрик»), FT4 и FT8 («Пратт и Уитни») и двигателей других заводов и фирм такой и меньшей мощности.

Эффективный КПД современных судовых двигателей превышает КПД применяемых при транспорте газа стационарных ГТУ. Эти же ГТД с редуктором для получения 3000 или 3600 об/мин применяют и для энергетических установок (табл. 1.1).

Большинство судовых двигателей, используемых в качестве привода центробежных нагнетателей природного газа (ЦН), выполняют по простому открытому циклу с двумя осевыми компрессорами (КНД и КВД) и тремя турбинами, из которых ТВД и ТНД приводят соответствующие компрессоры, а последняя является свободной и в судовых ГТД называется турбиной винта.

Схематический продольный разрез судового ГТД с двухступенчатыми ТВД и ТНД представлен на рис. 1.4.

Таблица 1.1

Судовые ГТД для энергетических установок

Производитель, разработчик	Модель	Год начала серийного производства	Номинальная/пиковая мощность, МВт (ISO)	КПД при работе, %	Степень повышения давления	Расход рабочего тела через двигатель, кг/с	Частота вращения вала, об/мин	Температура на входе в турбину/выходе из двигателя, К	Наличие двухфазной камеры сгорания	Эмиссия NO _x , ppm
ГП	UGT 2500 (Д049)	1993	2,85/—	28,5	12,0	16,5	3000/3600	1223/733	+	75
НПКГ	UGT 6000 (ДВ71)	1978	6,7/74	32,0	14,0	31,0	3000/3600	1288/693	+	75
«Зоря» —	UGT 15000 (ДБ90)	1988	17,7/—	35,0	19,6	71,0	3000/3600	1349/706	+	40
«Маш-проект»	UGT 25000 (ДГ80)	1995	27,5/—	37,0	21,6	88,5	3000/3600	1518/738	+	50

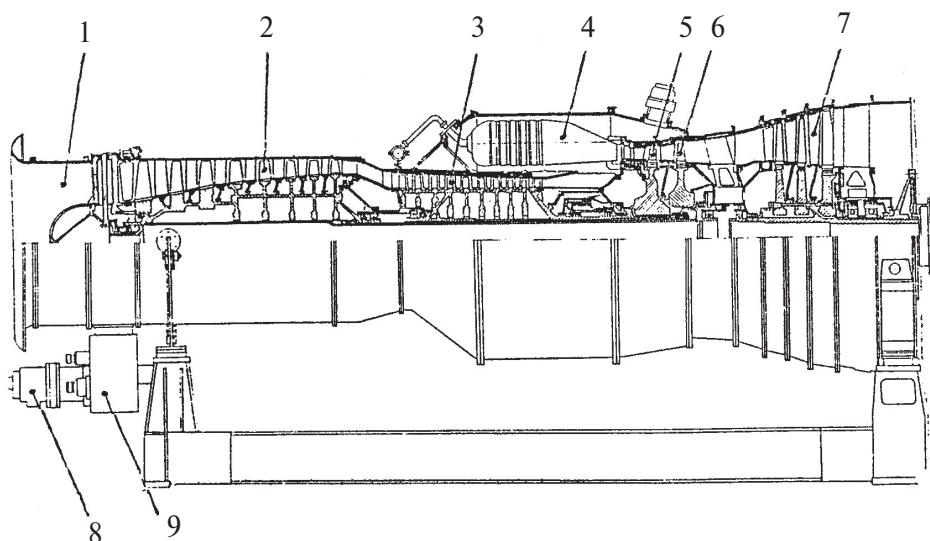


Рис. 1.4. Конструктивная схема судового газотурбинного двигателя:

- 1 — устройство входное; 2 — компрессор низкого давления;
 3 — компрессор высокого давления; 4 — камера сгорания;
 5 — турбина высокого давления; 6 — турбина низкого давления;
 7 — турбина силовая; 8 — маслоагрегат; 9 — коробка приводов

В 80-е годы фирмы «Роллс-Ройс», «Алисон» и «Гаррит» создали установку по такой схеме мощностью 29,5 тыс. л. с. с $\eta_e = 43\%$ для эсминца. Широкого развития она не получила.

С использованием охлаждаемых рабочих лопаток и в связи с преимуществами повышения удельной быстроходности турбомашин ТВД и ТНД судовых двигателей стали выполнять одноступенчатыми, а в турбине винта в зависимости от быстроходности приводимого ЦН стали применять три или даже четыре ступени. В условиях корабля свободная турбина (СТ) должна обеспечивать задний ход, если не соединена с винтом корабля через реверс-редуктор.

Ряд лет велась разработка судовых ГТУ по усложненному циклу с промежуточным охлаждением и регенерацией теплоты. В 1965 г. на сухогрузном судне «Парижская коммуна» была установлена ГТУ с промежуточным охлаждением и регенерацией, спроектированная с заблокированной ТНД-КНД-нагрузкой, т. е. без свободной турбины, но с винтом регулируемого шага. Для параметров того времени ($t_r = 750^\circ\text{C}$) эта установка не смогла конкурировать с более экономичными дизельными двигателями.

Согласно расчетам, проведенным на кафедре «Турбины и двигатели», установки с промежуточным охлаждением и регенерацией при $t_t = 1200^\circ\text{C}$, степени регенерации $r = 0,75$ (пять охлаждаемых венцов в турбине, из них два рабочих) позволяют достигнуть КПД около 45 % при $\pi_k = 14$.

По данным ЦНИИ им. акад. Крылова, при одинаковой температуре газа перед турбиной применение промежуточного охлаждения и регенерации позволяет на номинальном режиме снизить удельный расход топлива на 20 %, а на режимах неполной мощности и в холодное время года — на 35 %.

В 90-е годы разработка, производство и ремонт ГТД для надводных кораблей в России были возложены на объединение «Рыбинские моторы» НПО «Сатурн».

Основные операции по переработке судового ГТД для эксплуатации на земле

Большинство применяемых на земле судовых газотурбинных двигателей разработки НПО «Машпроект» являются трехвальными, выполненными по классической схеме приводных ГТД простого цикла. При этом подшипники качения для восприятия радиальных усилий от роторов выполняют демпферными. Намечился переход на применение в ряде случаев подшипников скольжения.

Горизонтальный разъем статора имеют только части КНД и КВД над лопаточным аппаратом компрессоров.

При работе на земле судовых двигателей ряд требований в отношении их маневренности, системы управления, систем жизнеобеспечения отпадает. Но возникают и новые.

Для энергетических ГТД одним из главных показателей является готовность работы как на жидком, так и на газообразном топливе. Для приводных ГТД компрессорных станций это означает перевод на природный газ с использованием системы его подготовки и заменой горелочных устройств.

В большинстве случаев требуется также применение более жестких опорных рам и корпусов турбомашин.

Из других конструктивных мероприятий отметим:

- замену системы управления;
- замену масляной системы;
- замену пусковых двигателей;

- замену охладителей масла и воздуха для системы охлаждения турбины;
- подбор другого вспомогательного оборудования;
- корректировку противообледенительной системы;
- использование новой системы промывки (очистки) проточной части турбомашин;
- приспособление к изменению периодичности обслуживания.

При установке ГТД на газокompрессорных или электрических станциях необходимо обеспечить хороший доступ к узлам, нуждающимся в обслуживании.

1.3. Влияние транспортного газотурбостроения на ГТУ малой и средней мощности стационарного типа

Поскольку авиационные двигатели отличались высокой компактностью, был создан ряд малых ГТУ, пригодных для установки на автотранспорте. Возможна установка их вместе с потребителем мощности (электрогенератором) на отдельной платформе. Такие блочно-транспортные ГТУ мощностью менее 10 МВт сохранились и в настоящее время.

Основная часть простейшего авиадвигателя, состоящая из компрессора, камеры сгорания и турбины привода компрессора, получила название газогенератора. Оставшуюся энергию использовала силовая турбина, вырабатывающая полезную мощность для привода электрогенератора.

ГТУ малой мощности создавались или как самостоятельные стационарные машины, или как «гибридные», использующие авиационный газогенератор и независимую силовую турбину.

Так, в результате кооперации фирмы «Купер» с фирмой «Роллс-Ройс» получилась серия газоперекачивающих агрегатов, названных «Коберра», а в результате кооперации фирмы «Дженерал Электрик» (GE) с фирмой «Нуово Пиньоне» появились агрегаты серии PGT.

Фирма «Пратт & Уиттни» кооперировалась с европейскими фирмами на выпуске ГТУ типа FT8 и др.

Наряду с «гибридными» ГТУ сравнительно небольшой мощности некоторые фирмы стали выпускать ГТУ стационарного типа, уста-

новленные на общей раме, часто одновременно являющейся масляным баком. К началу нынешнего столетия сохранились и получили дальнейшее развитие стационарные ГТУ мощностью 6 МВт и более.

Так, в недавнее время, кроме отечественных авиа- и судовых ГТУ, на территории России получили распространение: Tornado мощностью 6,75 МВт или SGT-200 фирмы «Сименс», Taurus 70 мощностью 7,5 МВт фирмы «Солар», отечественная регенеративная ГТЭ-009М мощностью около 10 МВт «Энергомашкорпорации», Titan мощностью 13 МВт фирмы «Солар», GT10B мощностью 25 МВт фирмы «Сименс», ПЖТ-10 мощностью 10 МВт GE, MS5001С мощностью 25 МВт GE и другие, подробно описанные в [1].

Достоинством небольших стационарных ГТУ, имеющих жесткий корпус, является возможность применения регенерации тепла, что существенно повышает экономичность.

Примером такой ГТУ, которую можно ремонтировать на месте установки, является PGT10 фирмы «Нуово Пиньоне» или MS5001 фирмы GE (рис. 1.5).

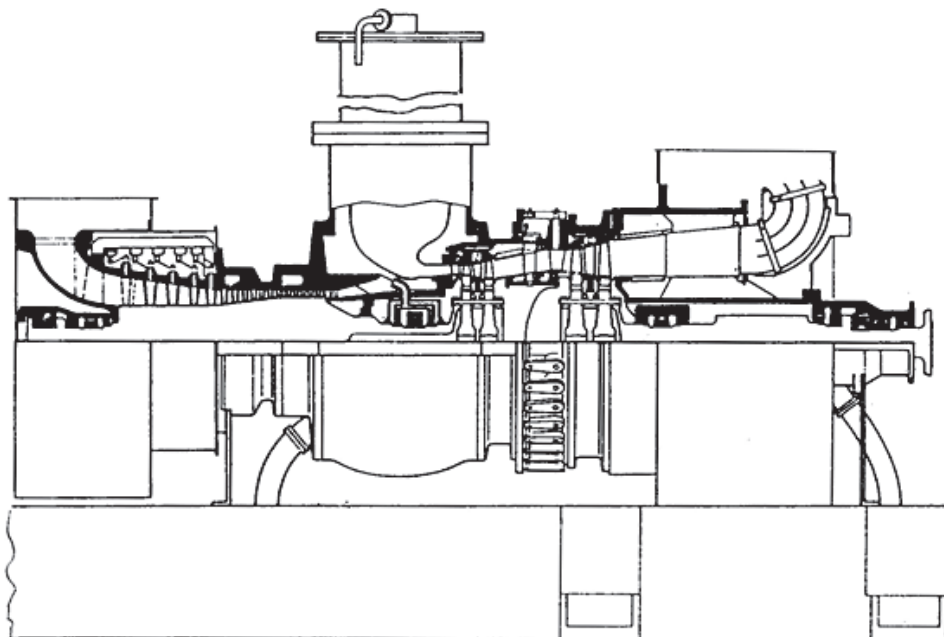


Рис. 1.5. Газотурбинная установка стационарного типа ПЖТ-10

Большое число стационарных ГТУ было создано по двухвальной схеме для привода нагнетателей на компрессорных станциях газопроводов. Это известные регенеративные ГТ-750–6, ГТК-10 Невского завода, по простому циклу ГТ-6–750 и ГТН-16 Турбомоторного завода (г. Екатеринбург). Эти ГТУ с некоторыми переделками также пригодны для привода электрогенераторов.

ГТУ типа PGT-10 и MS5001 являются типичными стационарными установками, имеют горизонтальный разъем корпуса и подлежат среднему ремонту на месте эксплуатации. Краткие характеристики их содержатся в каталоге ГТТ 2017 г. [1].

ГЛАВА 2. ПЕРЕМЕННЫЕ РЕЖИМЫ АВИАЦИОННЫХ И СУДОВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ, ИСПОЛЬЗУЕМЫХ НА ЗЕМЛЕ

2.1. Взаимозависимость работы узлов трехвального конвертированного ГТД на переменных режимах

В начале рассмотрим явления, происходящие при неполных нагрузках. На характеристиках компрессоров двигателя с $\pi_{к\Sigma} > 20$ линии совместных режимов (л. с.р) при снижении мощности располагаются различно (рис. 2.1). Если на характеристике КВД запас по устойчивости ΔK_y не снижается, а в некоторых случаях растет, то на характеристике КНД заметно уменьшение ΔK_y при убывании нагрузки. Объясняется это тем, что для компрессора ВД сетью является сопловой аппарат первой ступени ТВД. При снижении температуры газа пропускная способность этой сети возрастает и л. с.р сдвигается вправо по сравнению с тем, как было бы при одном компрессоре. Для КНД некоторое уменьшение оборотов КВД означает рост сопротивления сети. Поэтому на его характеристике л. с.р располагается с приближением к границе устойчивости. Итак, на неполных нагрузках $\Delta K_{y, \text{КНД}} < \Delta K_{y, \text{КВД}}$. Но при более высокой степени сжатия в КВД это явление менее заметно.

В одном многоступенчатом компрессоре одновального газогенератора так же ведут себя группы ступеней: при падении нагрузки первые ступени приближаются к границе устойчивости, а последние удаляются от нее. При повышении режима работы одновального газогенератора до максимального запас по устойчивости, определяемый последними ступенями, минимален.

Поскольку КНД и КВД приводятся в действие последовательно расположенными турбинами, а при уменьшении нагрузки тепловыделение на вторую турбину (НД) снижается больше, чем на первую, то возни-

кает так называемое скольжение чисел оборотов роторов: $n_{нд}$ падает больше, чем $n_{вд}$. При повышении нагрузки частота вращения КВД растет меньше, чем КНД, и он заметно не приближается к границе устойчивости. Это позволяет реализовать преимущество двухвальных газогенераторов перед одновальными: самопроизвольное расширение диапазона устойчивой работы.

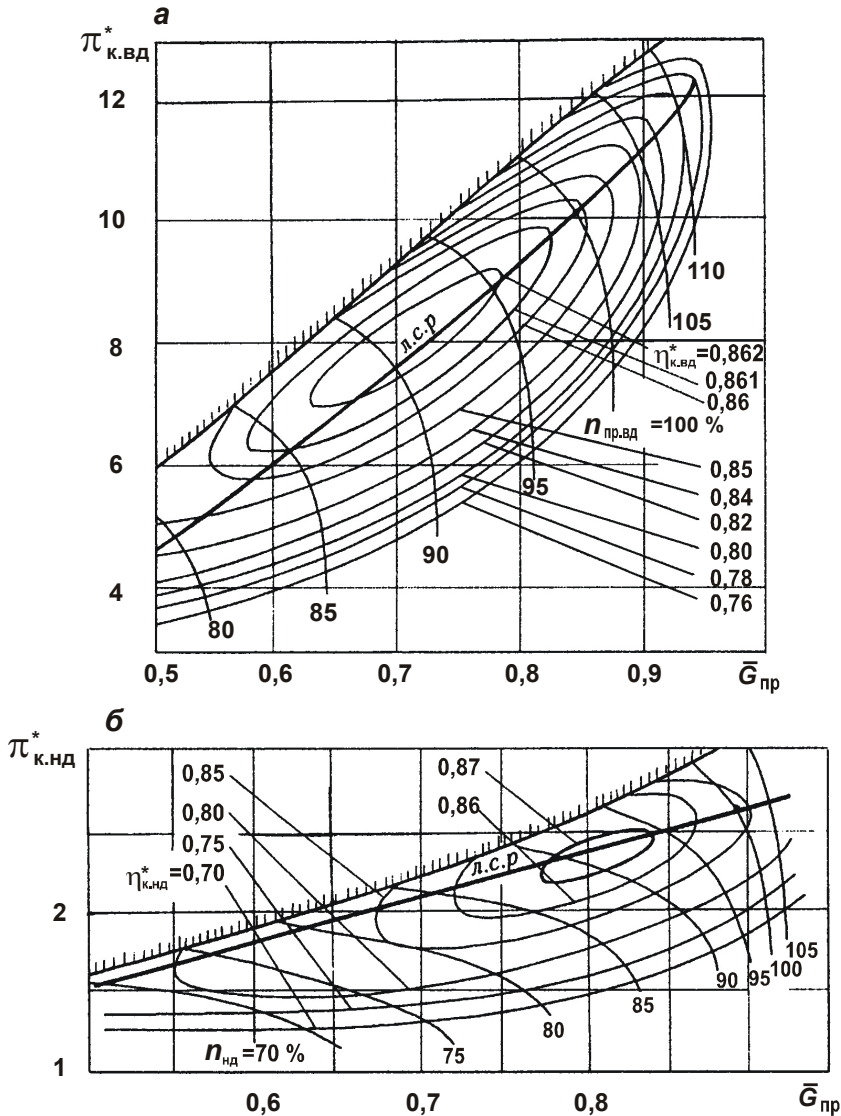


Рис. 2.1. Характеристики компрессоров ВД (а) и НД (б) с линиями совместной работы

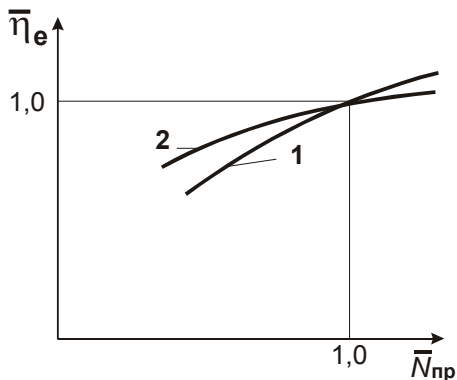


Рис. 2.2. Характер зависимости $\bar{\eta}_e = f(\bar{N}_{пр})$ для однокомпрессорного двухвального (1) и двухкомпрессорного трехвального ГТД (2)

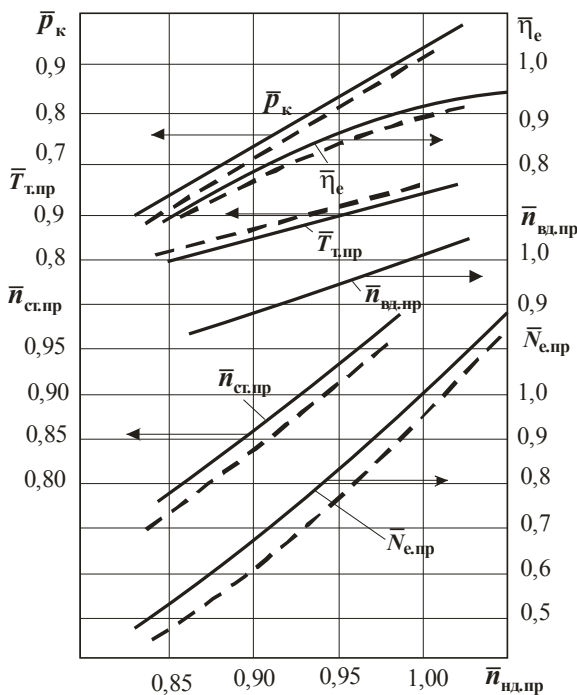


Рис. 2.3. Примерные дроссельные эксплуатационные характеристики трехвального ГТД, приводящего НПГ:

————— — новый чистый;
 ----- — после наработки

Одной из особенностей трехвального ГТД (по сравнению с двухвальным) является менее заметное снижение суммарного отношения давлений $\pi_{к\sum}$, приведенного расхода $G_{пр}$, эффективного КПД и КПД компрессорной группы при убывании температуры газа, т. е. на частичных нагрузках двухвальный газогенератор благодаря более высокому $\pi_{к\sum}$ обеспечивает более высокий эффективный КПД, чем одновальный (рис. 2.2).

Дроссельными характеристиками авиационного двигателя на земле называют зависимость мощности, расхода воздуха, удельного расхода топлива, температуры и давления рабочего тела от режима работы ГТД. Характеристики даются обычно для стандартных атмосферных условий и определяются, например, приведенной частотой вращения вала НД (рис. 2.3). Для судовых двигателей режимы частичных нагрузок чаще называют эксплуатационными характеристиками. При ухудшении технического состояния двигателя, как-то: загрязнение лопаточного аппарата компрессора или увеличение радиальных зазоров в проточной части турбо-

машин, дроссельная характеристика искажается — температура газа при той же мощности растет, а π_k снижается.

Климатическими характеристиками называют зависимость параметров двигателя и в первую очередь располагаемой мощности и эффективного КПД (или удельного расхода топлива) от температуры и давления атмосферного воздуха. В условиях земли максимальная мощность возрастает с понижением T_b обычно до $\bar{N}_e = 1,2$, а с повышением температуры снижается в зависимости от программы управления двигателем. Менее заметно изменяется эффективный КПД, так как на нем не сказываются колебания массового расхода воздуха.

Некоторые заводы предоставляют потребителям упрощенные климатические характеристики, на которых нанесено изменение не всех параметров, а только $N_{e \text{ расп}}$ и $n_{нд}$ при $t_b = \text{вар}$ и $p_b = 101,3$ кПа.

В двух- и трехвальных конвертированных авиадвигателях может быть один или два *управляющих (регулирующих) фактора*: подача топлива в камеру сгорания и изменение проходного сечения соплового аппарата (РСА) первой ступени свободной турбины. Открытие лопаток на входе в СТ снижает давление за ТНД, в результате чего возрастает теплоперепад на ТНД и изменяются параметры работы двигателя.

Регулируемым параметром в энергетических ГТД может быть полезная мощность или частота вращения вала НД, либо ВД и др. При этом выполняется ограничение других параметров. В приводных ГТД может регулироваться частота вращения СТ, а ограничиваться температура газа перед СТ или за турбиной, либо $n_{кнд}$. Возможно также поддержание других легкоизмеряемых параметров (например, в трехвальных двигателях $p_{квд}$, $n_{квд}$ и т.д.).

2.2. Возможность повышения топливной эффективности конвертированных ГТД со свободной турбиной

В двигателях, снабженных, кроме топливного клапана, регулируемым сопловым аппаратом свободной силовой турбины, как указывалось, возможно регулирование двух параметров, например в приводных ГТД $n_{ст}$ и $n_{кнд}$ (n_k — в двухвальных), а значения остальных параметров могут только ограничиваться.

Имеющиеся во многих авиадвигателях другие регулирующие органы, например поворотные лопатки ВНА КНД или КВД, служат в первую очередь для регулирования этих компрессоров, а для управления работой двигателя могут использоваться в том случае, если частота вращения компрессоров поддерживается постоянной. В заблокированных установках, например одновальных или когда КНД механически соединен с электрогенератором переменного тока, ВНА с поворотными лопатками является управляющим фактором (см. § 2.4).

Если на конвертированном трехвальном двигателе кроме топливного клапана и РСА силовой турбины имеются также поворотные лопатки на входе в КНД, то возможно регулирование трех параметров, например мощности, частоты вращения КНД и температуры за турбиной или давления за КВД. Двигатели с поддержанием постоянной температуры за турбиной перспективны для использования в комбинированных бинарных парогазовых установках, так как позволяют поддерживать постоянные параметры пара перед паровой турбиной и более высокий КПД ПГУ на неполных нагрузках и в холодное время

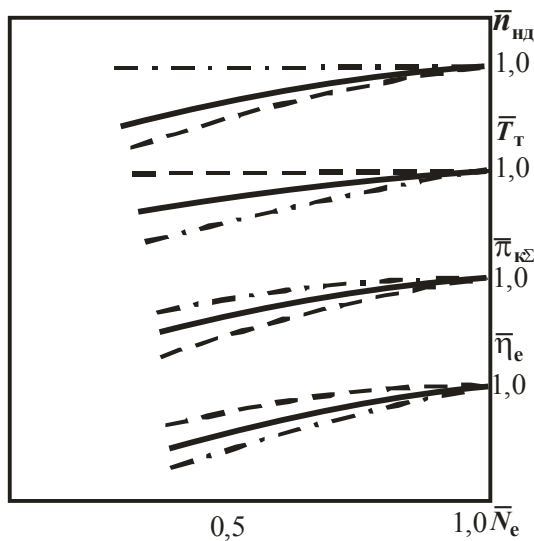


Рис. 2.4. Характер изменения параметров трехвального ГТД при $N_e = \text{var}$, $\bar{T}_в = 1$ при трех программах управления:

——— — без использования РСА СТ;
 ----- — $\bar{T}_т = \text{const}$; - · - · - — $n_{нд} = \text{const}$

года. Аналогичные преимущества имеют также ГТД с тремя регулируемыми факторами, программа управления которых позволяет регулировать температуру за турбиной в когенерационных технологических установках при неполных нагрузках и в холодное время года. В них требуется постоянная температура продуктов за двигателем для обеспечения технологического процесса. Схематическое изображение изменения параметров трехвального двигателя при постоянной температуре воздуха в функции от полезной мощности представлено на рис. 2.4.

Широкий диапазон работы трехвального двигателя, рабо-

тающего по программе $T_t = \text{const}$, можно реализовать в том случае, когда расчетная точка на характеристике КНД выбрана с достаточным запасом по устойчивости. Возможность регулирования частоты вращения вала НД за счет использования РСА СТ позволяет при загрязнении лопаточного аппарата компрессоров или увеличении радиальных зазоров в проточной части турбомашин газогенератора поддерживать более высокие обороты вала КНД-ТНД и уменьшать недовыработку мощности в летнее время.

Дополнительным преимуществом трехвальных двигателей, в программе управления которых предусмотрено $n_{\text{нд}} = \text{const}$, является повышение вибронадежности лопаток КНД и ТНД.

Вышеприведенные положения по повышению эффективности конвертированных двигателей за счет применения регулируемого соплового аппарата первой ступени силовой турбины могут быть использованы при разработке технических требований на свободную силовую турбину для комплектации новых двигателей или при модернизации существующих силовых турбин и систем управления ГТД.

2.3. Особенности переменных режимов однокомпрессорных двухвальных ГТД

Степень повышения давления, которую можно достигнуть при однороторном компрессоре с переменной частотой вращения, обычно не превышает 20...22. Для эффективной работы такого компрессора необходимо от четырех до шести, а иногда и более, регулируемых направляющих аппаратов для уменьшения рассогласования ступеней на режимах переменных оборотов и расхода и сохранения необходимого запаса по устойчивости, а также уровня КПД.

Такой высоконапорный компрессор приводится в действие обычно двух- или трехступенчатой турбиной.

Основным управляющим фактором двухвального ГТД является подача топлива в камеру сгорания. В диапазоне рабочих режимов это должно сопровождаться изменением углов установки лопаток направляющих аппаратов компрессора.

Типичные характеристики такого двигателя представлены на рис. 2.5. Как видно по характеру изменения основных параметров (π_k , T_g),

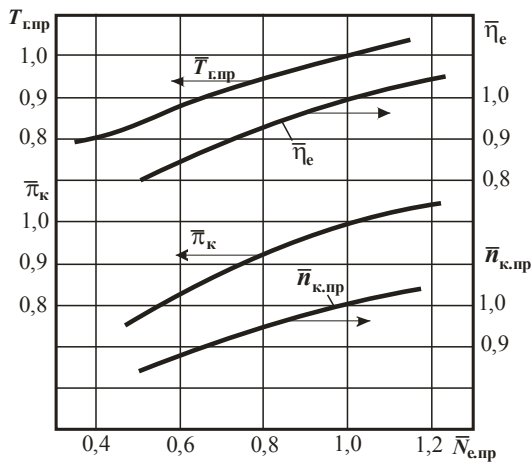


Рис. 2.5. Типичные характеристики двухвального ГТД на переменном режиме

они сходны с ранее рассмотренными для трехвального. При уменьшении подачи топлива температура перед турбиной снижается, а при малых термодинамических параметрах снова возрастает.

Климатические характеристики (рис. 2.6) также имеют общие черты с характеристиками трехвальных двигателей.

Для определения физических величин используются обычные формулы приведенных параметров:

$$N_{e,пр} = N_e \sqrt{\frac{288}{T_B}} \frac{101300}{p_B}; \quad G_{B,пр} = G_B \sqrt{\frac{T_B}{288}} \frac{101300}{p_B}; \quad T_{г,пр} = T_g \frac{288}{T_B}.$$

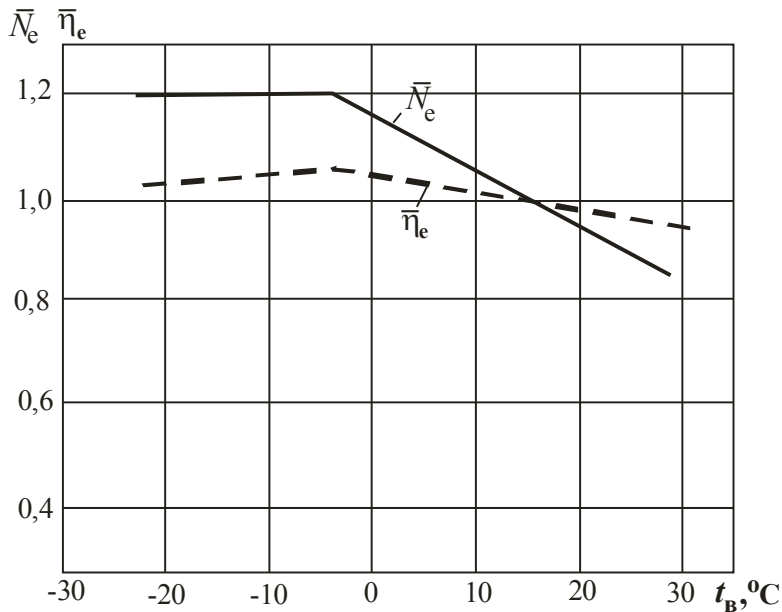


Рис. 2.6. Типичные климатические характеристики двух- и трехвальных ГТД

Для двухвального ГТД наиболее эффективным управляющим фактором также является регулируемый сопловой аппарат первой ступени силовой турбины. Он позволяет иметь более высокую экономичность на неполных нагрузках и в холодное время года при программе управления $T_t = \text{const}$ или меньшее снижение располагаемой мощности при ухудшении технического состояния ГТД, и в летнее время, поддерживая $n_k = \text{const}$. По аналогии с трехвальными ГТД обе эти программы могут быть реализованы одновременно при использовании поворотных направляющих лопаток в ВНА компрессора.

2.4. Переменный режим одновальных конвертированных ГТД

Одновальными выполняются некоторые турбовинтовые и могут выполняться судовые двигатели. На летательных аппаратах управление двигателем осуществляется, кроме подачи топлива, изменением угла установки лопастей винта, на кораблях — винтом регулируемого шага. Это позволяет на режиме неполной мощности сохранять повышенные термодинамические параметры, что экономит топливо, и позволяет сохранять высокую частоту вращения (улучшение приемистости). Следовательно, исходный для конвертирования двигатель имеет не менее двух управляющих факторов. Регулируемыми параметрами являются мощность, частота вращения, давление за компрессором, температура газа (два из них).

Предпочтительной областью применения одновальных авиа- и судовых двигателей на земле является привод электрогенераторов переменного тока с постоянной частотой вращения через редуктор. Изменение нагрузки ГТД осуществляется за счет подачи топлива в камеру сгорания. Известно, что этот способ регулирования вызывает заметное снижение КПД на режимах неполной мощности. На характеристике компрессора линия рабочих режимов совпадает с изодромой при расчетных оборотах. В таком двигателе на частичных нагрузках снижаются только термодинамические параметры, а расход рабочего тела даже немного растет в зависимости от наклона номинальной изодромы, т. е. осуществляется чисто качественное регулирование. На малых нагрузках экономичность ГТД падает также из-за снижения КПД последних ступеней турбины (нерасчетное значение $u/c_{ад}$).

Для улучшения топливных характеристик на переменном режиме одновальные двигатели должны иметь регулируемый ВНА осевого компрессора, предназначенный для действия не только в период запуска, но и для постоянной работы при неполных нагрузках и в холодное время года. За счет поворота входных направляющих лопаток изменяется массовый расход и осуществляется приближение к количественному регулированию. Осевые компрессоры ГТД со степенью повышения давления более 10...12 могут иметь несколько рядов поворотных направляющих лопаток. Это необходимо для уменьшения рассогласования ступеней компрессора на нерасчетных режимах. Но главное изменение расхода вызывается поворотом входных направляющих лопаток. Прикрытие лопаток вызывает повышение температуры газа и одновременно рост степени повышения давления (рис. 2.7). Если на расчетном режиме ГТД работает в точке 1 при номинальной температуре газа T_r , при неполной нагрузке в точке 2 — при сниженных термодинамических параметрах, то после прикрытия лопаток ВНА рабочий режим переходит в точку 3 с номинальной температурой газа и более высоким π_k .

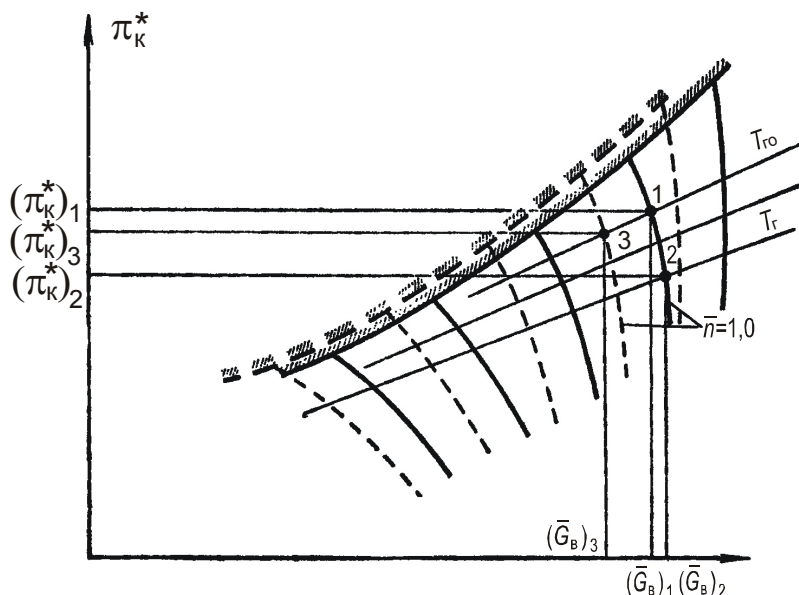


Рис. 2.7. Влияние поворота лопаток входного направляющего аппарата компрессора на параметры рабочего процесса при неполной нагрузке:

——— — расчетный угол лопаток ВНА; ----- — лопатки ВНА прикрыты

Следовательно, одновальный двигатель, снабженный регулируемым ВНА, пригодным для постоянной работы в широком диапазоне режимов, имеет два управляющих фактора. В таком двигателе можно реализовать программы управления с поддержанием заданной мощности и регулированием еще одного параметра, например температуры продуктов сгорания перед или за турбиной. С учетом времени года и повышением приведенных оборотов зимой область рабочих режимов ГТД при $\bar{n} = \text{const}$ выразится площадью на характеристике компрессора, представленной на рис. 2.8.

При сбросе электрической нагрузки как при удержании ГТД в работе, так и при его останове необходимо максимальное прикрытие лопаток ВНА, что снизит интенсивность охлаждения проточной части турбины и температурные напряжения в ее деталях. Запуск двигателя обычно производится с максимально прикрытыми лопатками ВНА.

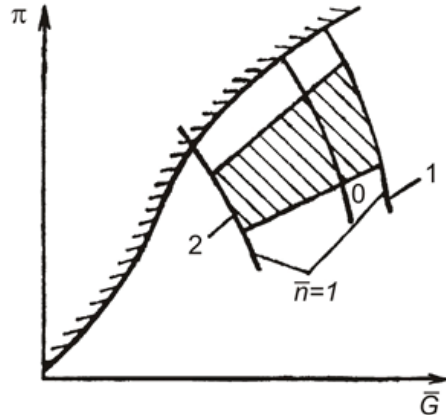


Рис. 2.8. Область рабочих режимов одновального ГТД с регулируемым входным направляющим аппаратом осевого компрессора (заштрихована) при $n = \text{const}$:

- 0 — расчетное положение аппарата;
- 1 — $\bar{n}_{\text{пр}}$ зимой; 2 — лопатки ВНА прикрыты

ГЛАВА 3. НЕКОТОРЫЕ ОБЩИЕ ОСОБЕННОСТИ КОНСТРУКЦИИ АВИАЦИОННЫХ И СУДОВЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ 2-го и 3-го поколений

По состоянию на начало столетия в транспорте газа и энергетических установках в России получили распространение конвертированные авиационные ГТД 2-го и 3-го поколений [2]. Общая особенность их конструкции отражена в двигателе, газогенератор которого состоит из двух осевых компрессоров, двух турбин и камеры сгорания (рис. 3.1). Представленный на этом рисунке двухступенчатый вентилятор при конвертировании для работы на земле заменяется двумя ступенями КНД*. Возможно использование лопаток существующего вентилятора, но с удаленной периферийной частью.

3.1. Особенности осевых компрессоров

Поскольку экономическая эффективность авиационных двигателей определяется в первую очередь суммарной степенью повышения полного давления $\pi_{\text{КС}}$ (при максимальной достижимой температуре перед турбиной), важно обеспечить ее с максимальным КПД компрессора при необходимом диапазоне устойчивой работы.

В двигателях для гражданской авиации применяются осевые компрессоры как с дозвуковыми, так и с транс- и сверхзвуковыми ступенями. При использовании их на земле каждый из этих вариантов

* Здесь и далее конструктивные особенности двигателей приводятся в соответствии с техническим описанием ГТД.

исполнения проточных частей имеет свои достоинства и недостатки. В двигателях для военных самолетов преимущества, несомненно, за компрессорами со сверхзвуковыми ступенями. В двигателях другого назначения сверх- или трансзвуковыми выполняют только первую или несколько первых ступеней.

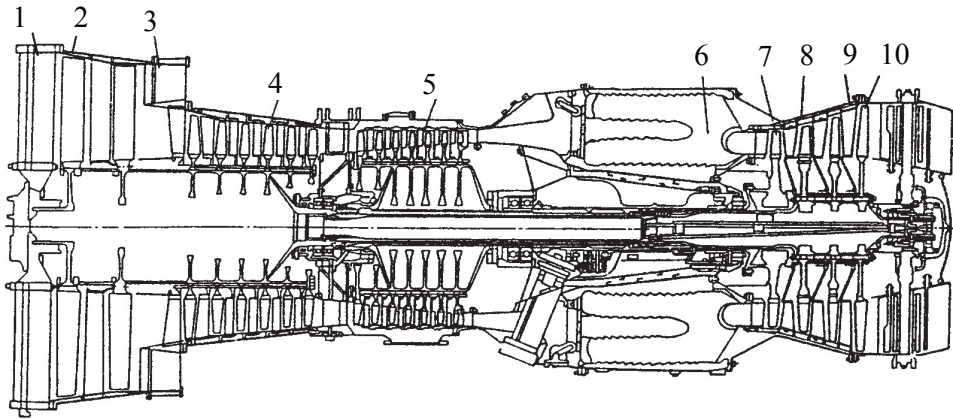


Рис. 3.1. Конструктивная схема двухконтурного ТРД с передним расположением вентилятора второго контура:

1 — лопатка входного направляющего аппарата; 2 — двухступенчатый вентилятор; 3 — канал для выхода воздуха из первого контура в атмосферу; 4 — шестиступенчатый компрессор низкого давления; 5 — семиступенчатый компрессор высокого давления; 6 — камера сгорания; 7 — одноступенчатая турбина, приводящая компрессор высокого давления; 8, 9, 10 — три ступени турбины, приводящей двухступенчатый вентилятор и компрессор низкого давления

В компрессорах, состоящих из двух и трех частей (КНД, КСД, КВД), каждый компрессор большей частью имеет одну или несколько регулируемых ступеней, т. е. с поворотными лопатками статора — для обеспечения запуска, переходных режимов и расширения диапазона устойчивой работы.

Роста напорности ступеней можно достигнуть повышением окружной скорости, увеличением хорды лопаток при соблюдении параметра диффузорности, ростом коэффициента \bar{H}_r/\bar{c}_a . Естественно, учитывается и втулочное отношение D_k/D_n , и меридиональное профилирование, т. е. изменение D_k и D_n в пределах канала. В регулируемой первой ступени КНД, используемой для управления двигателем, пред-

почтительно максимальное втулочное отношение, что повышает эффективность ступени на нерасчетных режимах.

Конструкции компрессоров отличаются большим разнообразием. На рис. 3.2 и 3.3 представлены примеры выполнения роторов барабанно-дискового типа. Если на рис. 3.2 главными связующими элементами отдельных дисков КНД являются напрессовка и радиальные штифты, то на следующем рисунке показано соединение секций КВД с помощью призонных болтов. Оба типа конструктивных решений имеют большую изгибную жесткость и допускают высокие окружные скорости. По сравнению с более поздними конструкциями в представленных роторах большое число крепежных деталей.

Примеры рабочих лопаток компрессоров с хвостовиками трех типов представлены на рис. 3.4. Наиболее распространены хвостовики типа «ласточкин хвост», обеспечивающие минимальную массу, высокую прочность и простоту замены. Шарнирные хвостовики широко применялись ранее для демпфирования вибрации лопаток. Наиболее распространенный материал для рабочих лопаток — титановые сплавы, а также хромистые стали.

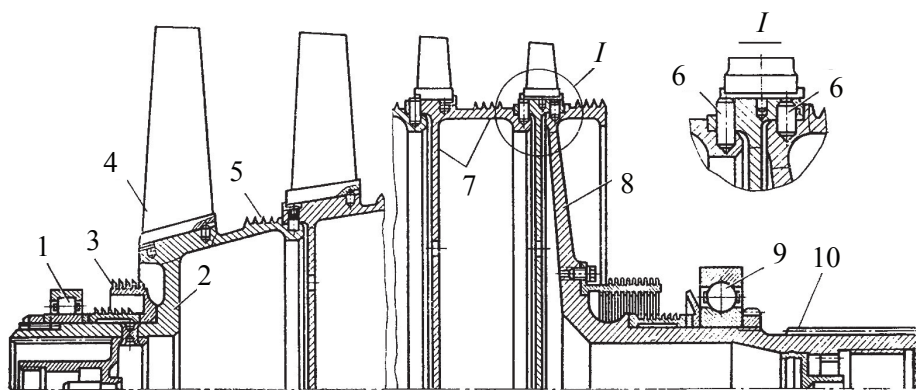


Рис. 3.2. Ротор барабанно-дискового типа с соединением секций напрессовкой и фиксацией штифтами:

- 1 — передний подшипник; 2 — диск первой ступени, изготовленный совместно с цапфой и проставкой между ступенями; 3 — втулки с гребешками лабиринтного уплотнения; 4 — рабочая лопатка; 5 — гребешки межступенчатого лабиринтового уплотнения; 6 — штифты; 7 — диск, изготовленный за одно целое с проставкой (барабанным участком); 8 — задняя цапфа; 9 — задний подшипник; 10 — шлицы соединения с валом турбины

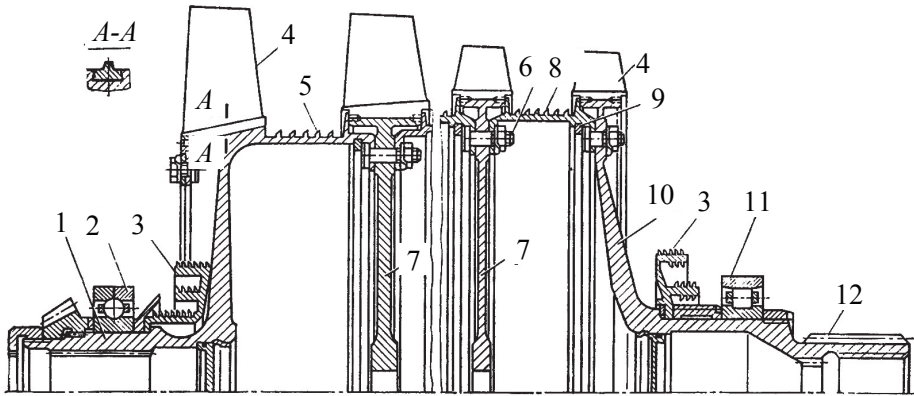


Рис. 3.3. Ротор барабанно-дискового типа с соединением секций на фланцах с помощью призонных болтов:

- 1 — цапфа и диск I ступени с проставкой; 2 — передний подшипник;
 3 — втулки с гребешками лабиринтного уплотнения; 4 — рабочие лопатки;
 5 — гребешки межступенчатого лабиринтного уплотнения; 6 — призонные болты;
 7 — диски; 8 — проставки; 9 — упругое кольцо, удерживающее призонные болты от выпадания при сборке; 10 — диск последней ступени с цапфой;
 11 — задний подшипник; 12 — шлицы соединения с валом турбины

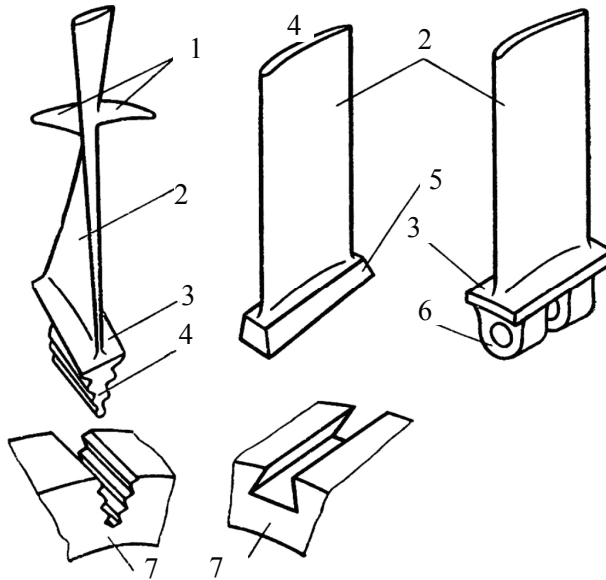


Рис. 3.4. Рабочие лопатки компрессора:

- 1 — противовибрационные полки; 2 — перо; 3 — полка; 4 — хвостовик елочного типа; 5 — хвостовик типа «ласточкин хвост»; 6 — хвостовик шарнирного типа;
 7 — ободы диска ротора

Корпус компрессора обычно состоит из передней и задней опорных частей и среднего корпуса с направляющими лопатками. Применялись конструкции и с продольным разъемом, облегчающие возможность замены отдельных лопаток. Важнейшим требованием к конструкции при этом является отсутствие после наработки эллипсности или других видов коробления половин корпуса.

3.2. Некоторые особенности конструкции турбин двухвальных газогенераторов авиационных двигателей

В связи с высокой быстроходностью приводимых турбинами осевых компрессоров, что необходимо для эффективной работы последних, ТВД выполняют чаще всего одно- или двухступенчатыми, а ТНД — преимущественно двух- или трехступенчатыми. Срабатывание увеличенного теплоперепада на первой ступени турбины позволяет упростить выполнение последующих ступеней и всей конструкции турбины. Авиационные ГТД 60-х годов в основном имели охлаждаемыми только сопловые лопатки первой ступени ТВД, что заметно удешевляло конструкцию всей турбины.

Аэродинамические аспекты лопаточного аппарата турбин описаны в обширной литературе и здесь не приводятся.

В отличие от некоторых ранних конструкций стационарных ГТУ, роторы турбин состоят из отдельных дисков. Некоторые варианты соединения элементов ротора с использованием радиальных штифтов показаны на рис. 3.5. В более поздних конструкциях стремились избежать большого числа мелких деталей.

Варианты конструкции соединения элементов роторов показаны на рис. 3.6. Передача крутящего момента с помощью торцевых шлицов позволяет соседним дискам, имеющим разную температуру, свободно расширяться в радиальном направлении.

Соединение лопаток с рабочим колесом в конструкциях 60-х годов выполнялось с помощью пятизубового елочного хвостовика, в более поздних конструкциях использованы трехзубые хвостовики как более технологичные и надежные. Как одно-, так и многоступенчатые турбины снабжались открытой системой охлаждения. Отбираемый от компрессора в двух-трех местах воздух подавался к наиболее нагруженным

и ответственным деталям турбины, а после выполнения охлаждающего эффекта выходил в проточную часть, где смешивался с разбавленными продуктами сгорания.

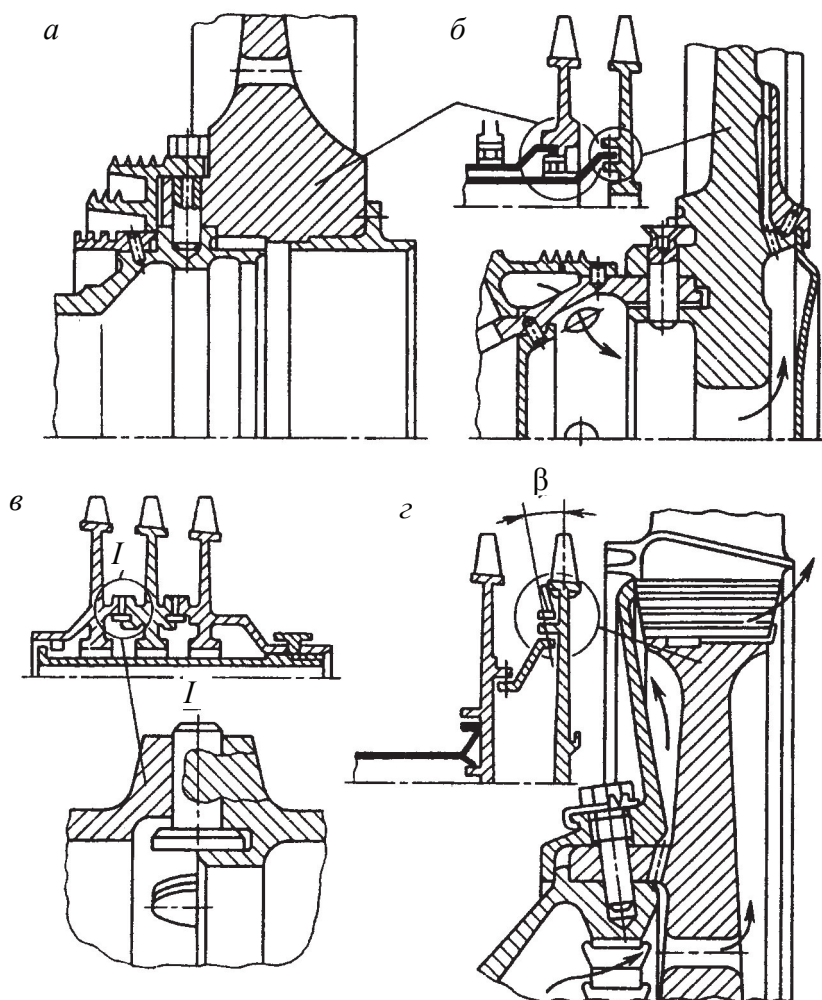


Рис. 3.5. Конструктивные варианты соединения элементов ротора по цилиндрическому пояску с использованием радиальных штифтов:

- a* — по одной посадочной поверхности; *б* — вилочный вариант;
в — разборный вариант; *г* — соединение трех деталей в одном узле
с отклонением оси штифта от радиального

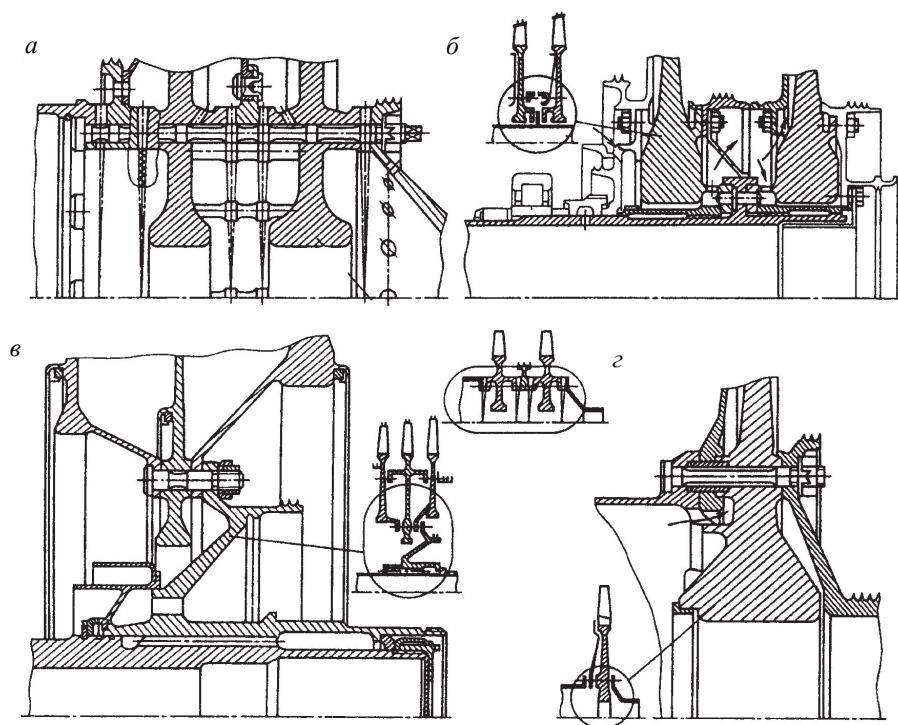


Рис. 3.6. Различные конструктивные варианты соединения элементов ротора с использованием:

а — торцевых шлиц; *б* — штифтов;
в — призонных болтов; *г* — призонных втулок

Представление о конструкции низкотемпературной турбины с неохлаждаемыми лопатками дает рис. 3.7. В подобных турбинах газогенераторов радиальный зазор между ротором и статором выбирали с таким расчетом, чтобы при разгоне и прогреве двигателя не было задеваний в проточной части, а при его останове не было «закусывания» ротора. Радиальные зазоры были неодинаковыми в холодном и горячем состоянии, т. е. выполнялось пассивное, но неполноценное регулирование радиальных зазоров. Достоинством такой конструкции была ее сравнительная простота.

В лопаточном аппарате турбин двигателей первых поколений, как указывалось, охлаждаемыми были только отдельные сопловые лопатки первой ступени ТВД. Рабочие лопатки охлаждения не имели.

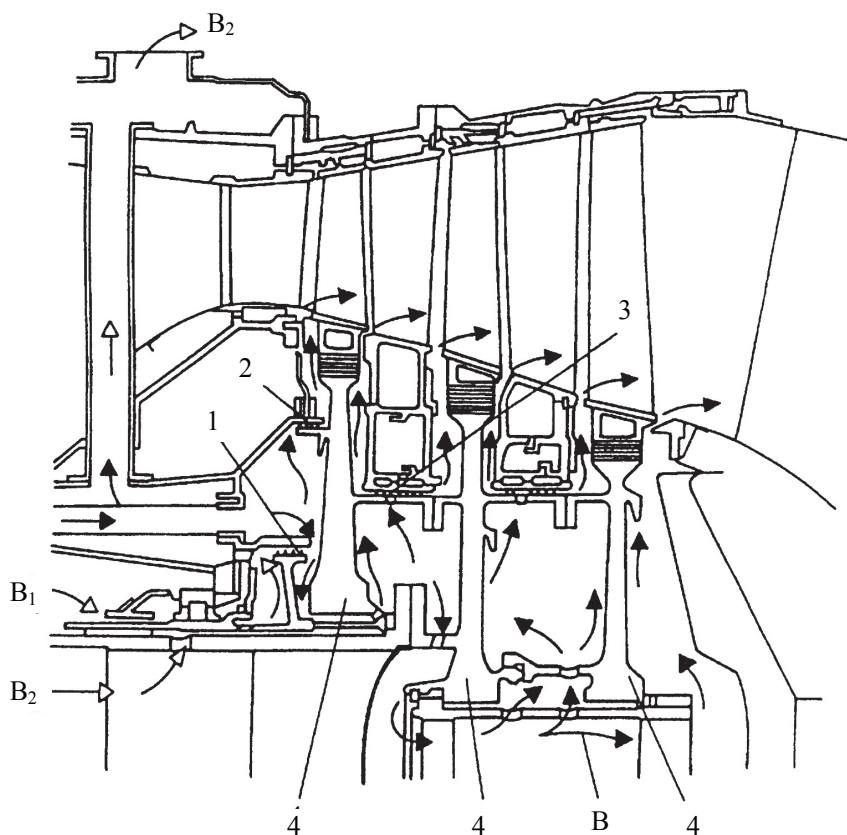


Рис. 3.7. Разрез по ТНД с открытой системой охлаждения:
 1 — внутреннее лабиринтное уплотнение; 2 — наружное лабиринтное уплотнение; 3 — промежуточное воздушное уплотнение; 4 — диск;
 В, В₁, В₂ — путь охлаждающего воздуха разных давлений

Свободные силовые турбины (ССТ) в первых отечественных, да и некоторых зарубежных установках были одноступенчатыми (НК-12СТ, НК16СТ). В отечественных разработках ССТ являются частью конвертируемого ГТД, и их ремонт так же, как и газогенератора, должен производиться в специализированном центре. Это связано с отделением СТ от приводимого нагнетателя или редуктора (в энергетических установках) с последующей прицентровкой запасного двигателя. В зарубежных установках ССТ выполняют большей частью стационарной конструкции, и ремонт их производится на месте эксплуатации. По этим причинам типичные отечественные и зарубежные установки с конвертированными авиадвигателями существенно отличались.

3.3. Особенности конструкций камер сгорания

Среди авиационных двигателей ранней разработки были распространены как индивидуальные, так и трубчато-кольцевые и кольцевые камеры сгорания (КС). Воздух, поступающий в зону горения (первичный), разделяли на две части: необходимый для горения и стабилизации зоны обратных токов и поступающий через отверстия в стенке фронтального устройства для завершения процесса горения и охлаждения этой зоны.

Температура продуктов на выходе из зоны горения составляла 1800...1900 К. Затем эти продукты разбавлялись вторичным воздухом, с помощью которого достигалась температура потока, приемлемая для соплового аппарата первой ступени турбины. Вторичный воздух осуществлял также охлаждение стенок жаровой трубы.

Гидравлическое сопротивление КС авиационных ГТД выше, чем стационарных ГТУ, и может достигать до 4...6 %.

Пример конструкции трубчато-кольцевой камеры сгорания представлен на рис. 3.8. В сечении АА видны пламяперекидные патрубки, в сечении ББ — переход к кольцевой части газопускового патрубка.

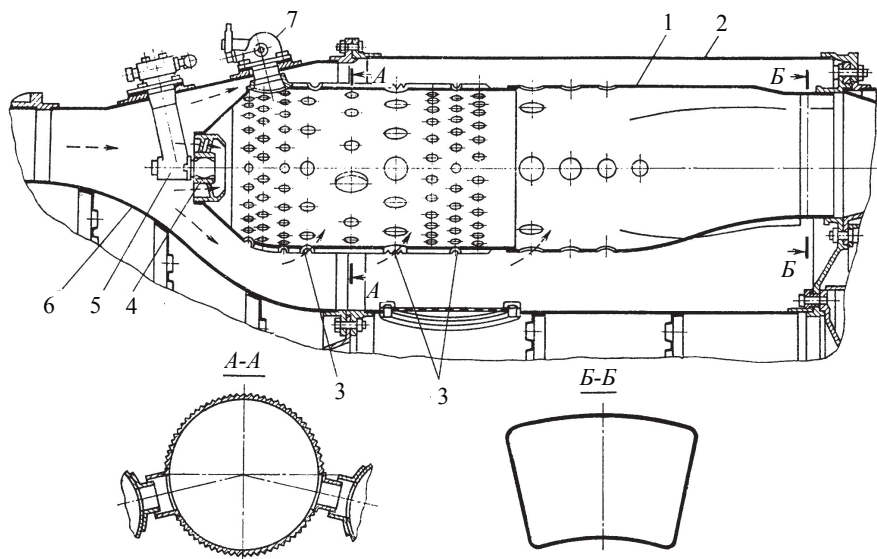


Рис. 3.8. Трубчато-кольцевая камера сгорания ТРД:

1 — жаровая труба; 2, 6 — наружный и внутренний кожухи; 3 — отверстия для впуска вторичного воздуха; 4 — лопаточный завихритель; 5 — форсунка; 7 — пусковой воспламенитель

На рис. 3.9 представлен разрез камеры сгорания кольцевого типа. Овалообразные отверстия для прохода вторичного воздуха должны обеспечить хорошую равномерность температурного поля на выходе из кольцевого пространства. При нагревании жаровой трубы расширение ее происходит в сторону компрессора.

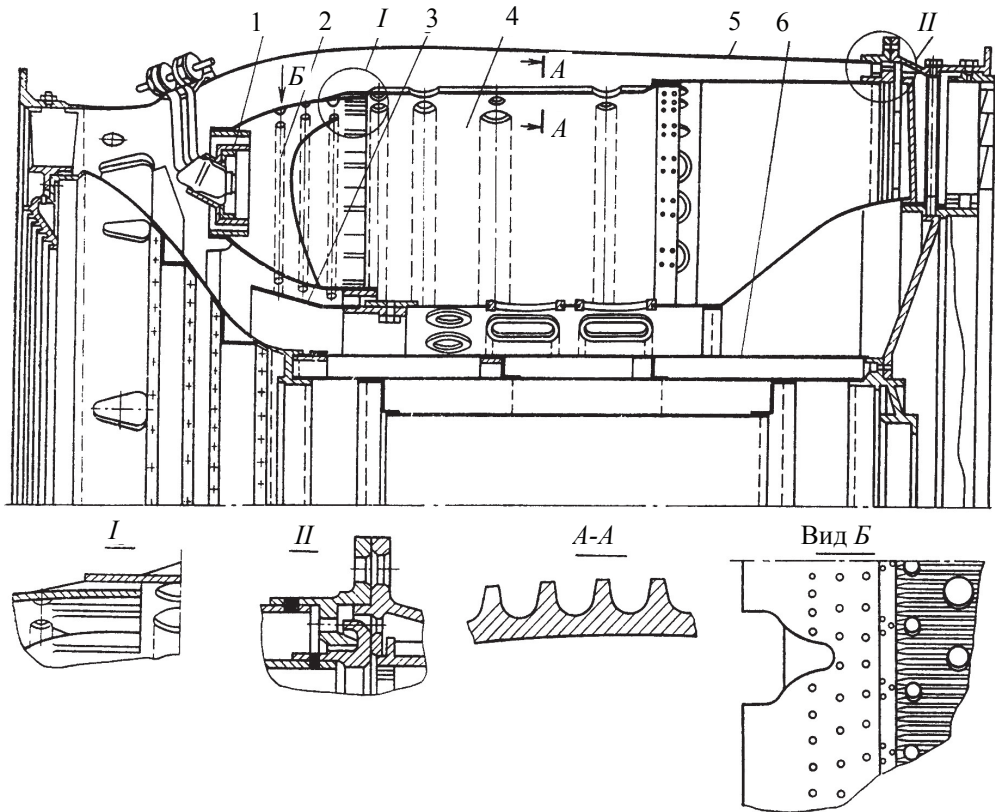


Рис. 3.9. Кольцевая камера сгорания ТРД:

- 1 — лопаточный стабилизатор; 2 — блок головок; 3 — дефлектор;
4 — жаровая труба; 5 — наружный кожух; 6 — внутренний кожух

Некоторые особенности конструкции камер сгорания конкретных двигателей содержатся в соответствующих параграфах кратких описаний этих двигателей. Мероприятия, осуществляемые для снижения токсичности выбросов, указаны там же и в заключительном параграфе.

ГЛАВА 4. АВИАЦИОННЫЕ КОНВЕРТИРОВАННЫЕ ДВИГАТЕЛИ ДЛЯ ГАЗОВОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ И ЭНЕРГЕТИКИ

4.1. Конвертированные двигатели семейства «НК»

4.1.1. Создание и развитие конвертированных двигателей семейства «НК»

Отечественные конвертированные для наземного применения — в качестве приводов нагнетателей природного газа и электрогенераторов — авиационные двигатели появились на территории бывшего СССР в первой половине 70-х годов XX века. Инициатором их создания был генеральный конструктор, академик РАН Н. Д. Кузнецов, предложивший использовать в различного рода наземных установках отработавшие летный ресурс авиаГТД при условии продления срока их службы за счет снижения основных параметров цикла и прежде всего температуры газа перед турбиной газогенератора. Так, на базе турбовинтового одновального авиационного ГТД НК-12МВ, устанавливаемого на самолетах Ту-95, Ту-114 и Ан-22, в Самарском конструкторском бюро машиностроения (ОАО «СКБМ») был спроектирован, а в ОАО «Моторостроитель» изготовлен первый отечественный конвертированный двигатель НК-12СТ, серийное производство которого было начато в 1974 г. Необходимо отметить, что, помимо снижения на 250^0 температуры газа перед турбиной, удалось использовать до 80 % деталей базового двигателя, большая часть которых — после наработки «на крыле».

Позднее был создан значительно более совершенный конвертированный ГТД НК-16СТ, разработанный на базе авиадвигателя НК-8-2у, устанавливаемого на самолетах Ил-62 и Ту-154. В серийное производство двигатель поступил в 1982 г.

В настоящее время НК-12СТ и НК-16СТ, используемые в составе соответственно ГПА-Ц-6,3 и ГПА-Ц-16, составляют более 30 % от всей установленной мощности газотурбинных приводов на магистральных газопроводах стран СНГ.

В начале 90-х годов прошлого столетия в связи с возросшими требованиями к газотурбинному оборудованию по экономичности и экологическим характеристикам, а также большой наработкой установленных ГТД возникла необходимость модернизации ранее разработанных двигателей. Таким образом, в короткое время было создано семейство ГТД, спроектированных на базе НК-12СТ и НК-16СТ, т. е. были спроектированы и изготовлены их более совершенные модификации (табл. 4.1).

Таблица 4.1

**Модельный ряд конвертированных авиаГТД семейства «НК»
второго и третьего поколений [3]**

Марка двигателя	Марка прототипа	Год выпуска	Мощность, МВт	Температура газа за КС, К	Температура газа за ССТ, К	Расход рабочего тела, кг/с	Степень сжатия в компрессоре	Частота вращения вала СТ, об/мин	КПД, %
Для привода нагнетателей природного газа									
НК-12СТ	НК-12МВ	1974	6,3	930	583	56	8,8	8200	27
НК-14СТ		1995	8,5	1280	210	36,6	10,0	8200	32
НК-14СТ-10		2003	10,6	1350	790	37,0	10,5	8200	34
НК-14СТ-12		—	12,0	1370	775	44,6	12,8	5000	35
НК-16СТ	НК-8-2у	1982	16,0	1067	651	102,4	10,0	5300	29
НК-16-18СТ		1996	18,0	1110	660	106,6	10,3	5300	31
Для привода электрогенераторов									
НК-14Э	НК-12МВ	2000	10	1330	800	38,3	10,8	3000	33
НК-14ЭБР		2004	10,5	1360	820	38,3	11,1	3000	33

Газотурбинный двигатель НК-16 СТ состоит из двух модулей: модуля газогенератора и свободной турбины, с выходного вала которой снимается мощность на привод нагнетателя. Конструктивно основные узлы двигателя показаны на рис. 4.1.

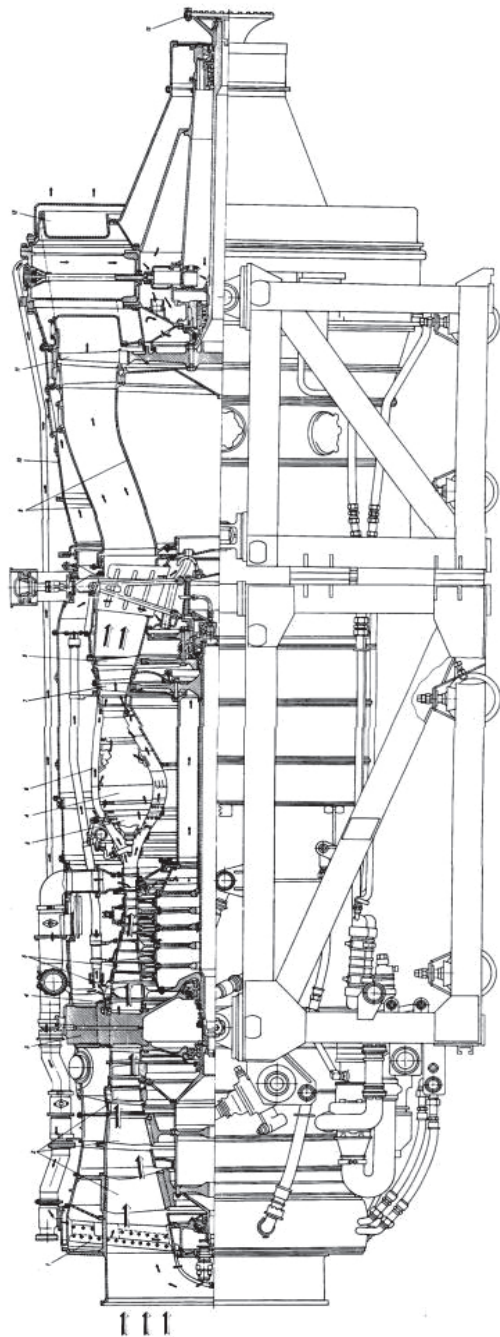


Рис. 4.1. Газотурбинный двигатель НК-16СТ:

1-входной направляющий аппарат; 2 — компрессор низкого давления 3-средняя опора; 4 — регулируемый направляющий аппарат; 5 — компрессор высокого давления 6 — блок камеры сгорания; 7-турбина газогенератора (1-я ступень), 8 — турбина газогенератора (2-я ступень); 9 — трактовые оболочки; 10 — наружная оболочка; 11 — свободная турбина — одноступенчатая осевая; 12-опора свободной турбины; 13-муфта вала двигателя

Газогенератор и свободная турбина имеют собственные рамы, что позволяет при необходимости заменять как двигатель в целом, так и отдельно газогенератор или свободную турбину. На двигателе расположены смотровые лючки, которые позволяют оптическими приборами контролировать состояние газозвдушного тракта.

Осевой десятиступенчатый, двухкаскадный компрессор включает в себя:

- узел четырехступенчатого двухопорного ротора компрессора НД;
- узел статора компрессора НД, состоящий из лопаточных направляющих аппаратов и рабочих колец;
- узел шестиступенчатого двухопорного ротора компрессора БД;
- узел статора компрессора ВД, состоящий из лопаточных направляющих аппаратов, рабочих колец и механизма клапанов перепуска воздуха с ресивером отбора воздуха.

Блок камеры сгорания включает в себя наружный корпус, камеру сгорания, внутренний корпус и два воспламенителя.

Компрессоры двигателя вращает двухкаскадная, двухступенчатая турбина газогенератора. Первая ступень турбины вращает ротор компрессора ВД, а вторая ступень — ротор компрессора НД. В узел турбины входит узел статора, состоящий из лопаточных сопловых аппаратов и рабочих колец.

Задняя опора с роликовым подшипником является опорой ротора турбины НД. Опорой ротора турбины ВД служит роликовый подшипник, расположенный между валами турбины низкого и высокого давления. Узел задней опоры является одновременно и опорой ротора турбины ВД.

Оболочки, устанавливаемые между корпусами средней и задней опор, являются силовым элементом и одновременно служат тепловым экраном.

Силовая проставка над задней опорой является задним силовым поясом крепления двигателя на раме.

Одноступенчатая осевая свободная турбина конструктивно состоит из ротора (вал и рабочее колесо) и статора в виде кольцевого лопаточного соплового аппарата и рабочего кольца со вставками. Опора свободной турбины включает в себя передний роликовый и задний шариковый и роликовый подшипники.

На двигателе предусмотрены системы запуска, контроля, защиты и сигнализации, обеспечивающие автоматический запуск, обнаруже-

ние неисправностей и отклонений параметров на работающем двигателе, а также система противообледенения, позволяющая работать двигателю в любых метеоусловиях.

На двигателе установлены агрегаты масляной и топливной систем, агрегаты системы регулирования, контроля работы и защиты, жгуты электропроводки с выходными соединителями, трубопроводы масляной и топливной систем, трубопроводы отбора воздуха из компрессора на нужды самого двигателя и ГПА.

На базе двигателя НК-16СТ была создана модификация НК-16-18СТ, полностью взаимозаменяемая с ним без каких-либо доработок в агрегатах. За счет улучшения характеристик компрессора, изменения конструкции камеры сгорания и топливно-регулирующей аппаратуры, а также создания качественно новой подвески и центровки газогенератора и свободной турбины удалось обеспечить увеличение мощности на валу силовой турбины до 18 МВт, повысить эффективный КПД двигателя до 31 %.

Модернизация камеры сгорания позволяет снизить содержание вредных примесей выхлопных газов по оксидам углерода практически в 3 раза, до 100 мг/м³. Исключение причин, вызывавших дефекты двигателя НК-16СТ, позволяет продлить срок службы двигателя НК-16-18СТ и увеличить наработку на отказ.

В то же время на основе опыта эксплуатации двигателей НК-12СТ и НК-16СТ была пересмотрена концепция создания конвертированных ГТД авиационного типа. Было признано, что более целесообразно конвертировать для наземных установок не отработавшие летный ресурс, а новые современные ГТД большого ресурса (для транспортной и гражданской авиации), в результате чего в эксплуатацию поступают конвертированные двигатели авиационного типа с более высокими параметрами цикла, а значит — эффективного КПД. В связи с этим с начала 90-х годов разработаны и выпущены в серийное производство новые ГТД — на базе более совершенных авиационных двигателей, таких как НК-321 и НК-93. Причем предназначены они как для замены отработавших ресурс НК-16СТ, так и установки новых ГПА в классах мощностей 16 и 25 МВт, а также для привода электрогенераторов. Разработчиком указанных ГТД является ОАО «СНТК им. Н. Д. Кузнецова» (Самарский научно-технический комплекс). Основные технические характеристики конвертированных ГТД семейства «НК», разработанных на базе авиаГТД четвертого и пятого поколений, приведены в табл. 4.2.

Наряду с ОАО «Моторостроитель» крупное серийное производство двигателей «НК» налажено в ОАО «КМПО» (Казанское моторостроительное производственное объединение).

Таблица 4.2

**Модельный ряд конвертированных авиа ГТД семейства «НК»
четвертого поколения [3]**

Марка двигателя	Марка прототипа	Год выпуска	Мощность, МВт	Температура газа за КС, К	Температура газа за ССТ, К	Расход рабочего тела, кг/с	Степень сжатия в компрессоре	Частота вращения вала СТ, об/мин	КПД, %
Для привода нагнетателей природного газа									
НК-38СТ	НК-93	1998	16,0	1476	716	54,6	26,4	5300	38,0
НК-36СТ	НК-321	1996	25,0	1420	729	99,1	22,0	5000	36,0
Для привода электрогенераторов									
НК-37	НК-321	1999	25	1454	698	102,5	23,12	3000	36,4
НК-39	НК-93	—	—	—	—	—	—	3000	—

Создание высокоэффективных ГТД четвертого и пятого поколений во многом обусловлено развитием технологии производства авиадвигателей, которая предопределяет их конструкцию. В настоящий момент к прогрессивным технологическим решениям при производстве деталей ГТД можно отнести применение:

- монокристаллических рабочих лопаток турбин из жаропрочных сплавов, а также полученных методом направленной кристаллизации;
- изотермической штамповки при изготовлении заготовок высоконагруженных деталей сложной формы, в том числе лопаток и дисков;
- глубинного шлифования для обработки замков рабочих лопаток турбин, что по сравнению с фрезерованием приводит к повышению точности изготовления профиля замка, снижению шероховатости и повышению предела выносливости;
- электронно-лучевой, лазерной и электроэрозионной обработки для перфорации лопаток и других деталей двигателей (например, обшивок звукопоглощающих конструкций), каналов и от-

верстий различной формы. Лазерная технология используется также для раскроя листов из труднообрабатываемых сплавов;

- алитирования, хромоалитирования и многокомпонентных покрытий для защиты лопаток турбин от газовой коррозии, специальных эмалей для защиты лопаток компрессоров от эрозии и коррозии;
- электронно-лучевой сварки при изготовлении корпусных узлов и монолитных колес компрессоров, что снижает их габаритные размеры и массу;
- паяных соединений термодинамически несовместимых материалов, жаропрочных титановых и алюминиевых сплавов, металлов с керамикой и графитом. Пайкой в ГТД соединяют детали НА компрессоров, СА турбин, сотовых уплотнений и др.

Конструкции двигателей, изготовленных с применением указанных технологических решений, приведены в данном и последующих параграфах.

Поскольку описанию конструкций и особенностям конвертирования двигателей НК-12СТ и НК-16СТ в отечественной литературе уже уделено значительное внимание, ниже рассмотрены только современные ГТД семейства «НК».

4.1.2. Двигатель НК-38СТ

Конвертированный двигатель авиационного типа НК-38СТ создан на базе газогенератора турбореактивного двухконтурного ГТД НК-93 и предназначен для замены в имеющихся в эксплуатации газоперекачивающих агрегатах ГПА-Ц-16 двигателей НК-16СТ, а также для установки в новые ГПА-16 «Волга» [3].

При конвертировании НК-93 в газогенератор НК-38СТ в конструкцию внесены следующие изменения:

- заново спроектирована передняя опора ротора КНД;
- поскольку большинство авиаГТД спроектированы под сложный профиль полей скоростей и давлений за вентилятором, для обеспечения осевого входа воздуха в компрессор изменены углы установки и профилирование первых трех лопаточных венцов компрессора НД;
- для более глубокого охлаждения деталей горячей части применен теплообменник «природный газ—воздух». Воздух от компрессора перед подачей в каналы охлаждения предварительно охлаждают топливным газом, подводимым к камере сгорания;

- использованы коробки приводов, унифицированные с двигателем НК-36СТ;
- использована система дозирования и регулирования топлива, также унифицированная с НК-36СТ;
- камера сгорания переведена на работу на природном газе.
- ГТД НК-38СТ состоит из двух модулей: модуля газогенератора (рис. 4.2) и модуля свободной силовой турбины.

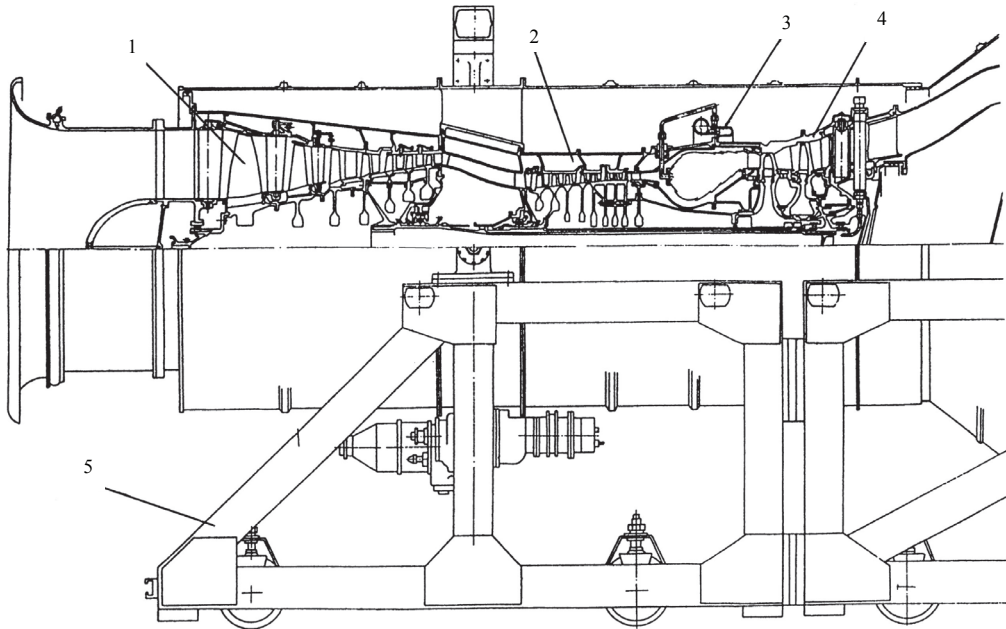


Рис. 4.2. Конструктивная схема газогенератора двигателей НК-38СТ и НК-39:

1 — компрессор низкого давления; 2 — компрессор высокого давления;
3 — камера сгорания; 4 — турбина газогенератора; 5 — подмоторная рама

Газогенератор двухкаскадный. Семиступенчатый компрессор низкого давления и восьмиступенчатый компрессор высокого давления приводятся во вращение соответственно одноступенчатыми турбинами НД и ВД.

При конвертировании в качестве прототипа для КНД использован компрессор низкого давления экспериментального авиационного ГТД НК-110, имеющий меньшую размерность и менее крутую характеристику по КПД при том же количестве ступеней и конструктивном оформлении, как у НК-93. Компрессор высокого давления изменений по сравнению с двигателем НК-93 не претерпел.

Одноступенчатые турбины ВД и НД имеют охлаждаемые сопловые и рабочие лопатки. Охлаждение сопловой лопатки ТВД многополостное с перфорацией на передней кромке для создания на ней пленочного поверхностного охлаждения. Рабочие лопатки турбины ВД монокристаллические с термобарьерным многослойным покрытием; их охлаждение — вихревое. Охлаждение СЛ и РЛ турбины НД многоканальное, многополостное.

В турбине газогенератора применено активное управление радиальными зазорами в зависимости от режима работы двигателя.

Двухступенчатая *свободная силовая турбина* имеет унифицированную с ГТД НК-16СТ силовую схему. Изменены лишь наружные обводы статора из-за меньшего их диаметра по сравнению с НК-16СТ.

В связи с переходом с жидкого топлива на газообразное и необходимостью получения хороших экологических показателей (эмиссии $\text{NO}_x < 50 \text{ ppm}$) наибольшему изменению подверглась конструкция камеры сгорания. Вместо однозонной (см. рис. 4.2), характерной для других двигателей «НК», применена двухзонная камера сгорания (рис. 4.3).

По результатам проведения стендовых испытаний новая камера сгорания стала состоять из одиннадцати отдельных выносных жаровых труб, в центре которых расположена первая зона, а на периферии — горелки второй зоны. В первой зоне сжигается 12...18 % топливного газа,

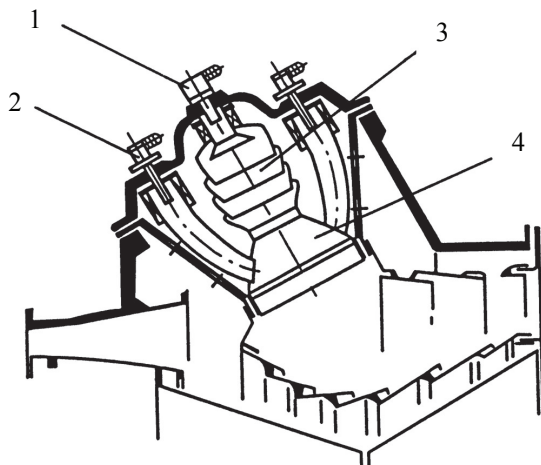


Рис. 4.3. Схема двухзонной камеры сгорания:

- 1 — подвод топливного газа в первую зону;
- 2 — подвод топливного газа во вторую зону;
- 3 — первая зона горения; 4 — вторая зона горения

во второй — остальное топливо при более низкой температуре горения, которая соответствует коэффициенту избытка воздуха 1,6...1,8. Таким образом, достигается существенное снижение эмиссии NO_x .

Для снятия избытка тепла от статора, а следовательно, снижения температуры в отсеке двигателя, что требуется при его обслуживании в эксплуатации, за первой ступенью компрессора НД отбирается 1,5 % расхода воздуха

и пропускается между статором и теплозащитными оболочками, которые приняты такими же, как у ГТД НК-16СТ и НК-36СТ. Далее нагретый воздух попадает в коллектор над опорой ССТ, где установлен эжектор, в котором активным газом является горячий воздух из-за последней ступени КВД. Эжектор засасывает нагретый вентилирующий воздух и вместе с горячим активным воздухом суммарный поток подается в противообледенительную систему двигателя.

Для отработки надежности, прочности и ресурса при доводке ГТД НК-38СТ применена методика эквивалентно-циклических ускоренных испытаний, согласно которой можно проверить работоспособность деталей двигателя в гораздо более тяжелых условиях, чем предусмотрено в эксплуатации, и в кратчайшие сроки. Например, при повышении температуры газа перед турбиной на 80° , частоты вращения ротора ВД — на 200 об/мин и мощности — на 15 % ресурс рабочей лопатки первой ступени ТВД, равный около 50 тыс.ч, может быть проверен за 150 ч. Эрозионный износ при этом не учитывается.

На базе газогенератора рассмотренного двигателя НК-38СТ в ОАО «СНТК им. Н. Д. Кузнецова» разработан ГТД НК-39 с новой тихоходной четырехступенчатой свободной силовой турбиной (3000/3600 об/мин), предназначенной для привода электрогенераторов.

4.1.3. Двигатели НК-36СТ и НК-37

Конвертированные ГТД НК-36СТ и НК-37, предназначенные соответственно для привода нагнетателей ПГ в составе ГПА-Ц-25 и электрогенераторов в составе ТЭС, разработаны на основе авиационного двухконтурного авиационного газогенератора и сохраняют основную силовую схему и до 60 % основных деталей и узлов относительно прототипа.

Двигатели имеют два модуля: модуль газогенератора и модуль силовой турбины. Причем конструкция газогенераторной части — одинаковая для обоих ГТД (рис. 4.4), а отличие — в модуле ССТ: в НК-36СТ — двухступенчатая силовая турбина, спроектированная на 5000 об/мин (рис. 4.5); в НК-37 — четырехступенчатая на 3000 об/мин (рис. 4.6).

Газогенератор трехкаскадный и включает в себя трехступенчатый компрессор низкого давления, пятиступенчатый компрессор среднего давления и семиступенчатый компрессор высокого давления, приводимые соответственно одноступенчатыми турбинами НД, СД и ВД. В этом плане двигатель является уникальным, поскольку трехвальная схема газогенератора в мировой практике встречается редко.

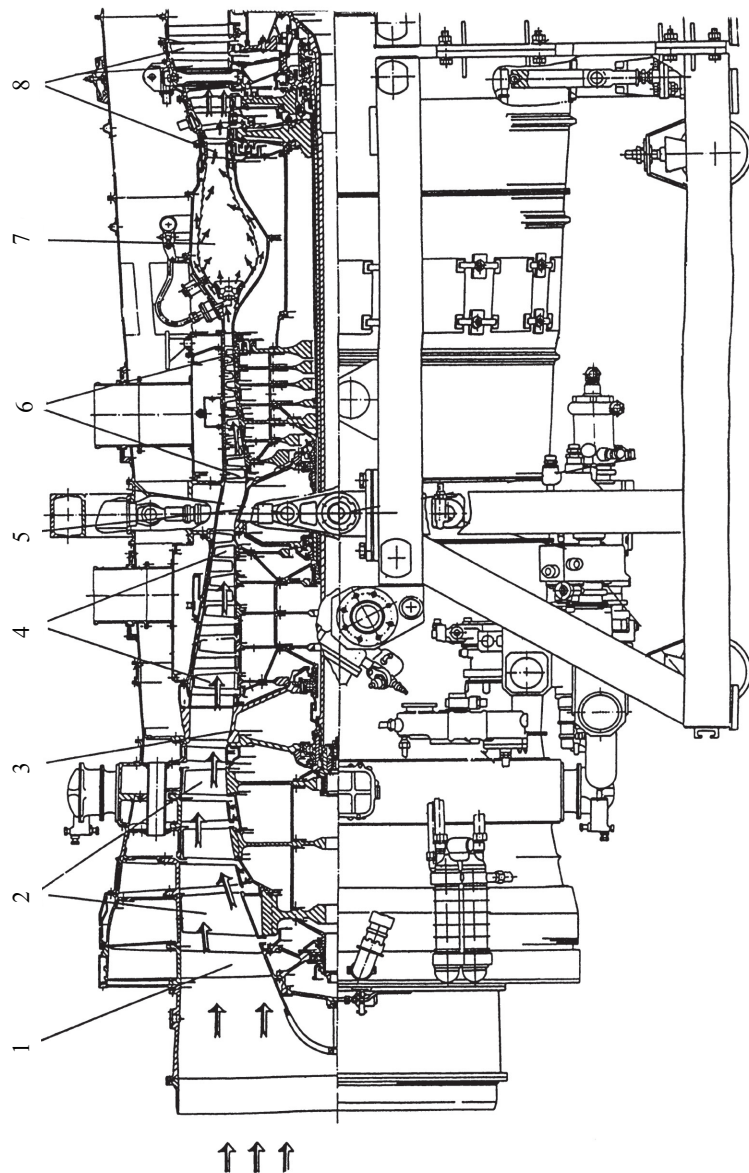


Рис. 4.4. Газогенератор двигателей НК-36СТ и НК-37:

1 — передняя опора с ВНА; 2 — компрессор низкого давления; 3 — промежуточная опора; 4 — компрессор среднего давления; 5 — средняя опора; 6 — компрессор высокого давления; 7 — камера сгорания; 8 — турбина газогенератора (ТВД, ТСД и ТНД)

По сравнению с прототипом в конструкцию ГТД были внесены следующие изменения:

- с учетом требований, предъявляемых к наземным установкам, заново спроектированы масляная, топливная, противообледенительная системы, а также системы запуска, управления, регулирования, защиты и контроля;
- подрезаны лопатки вентилятора КНД до уровня внутреннего контура газозвдушного тракта с формированием новой проточной части КНД;
- поскольку были подрезаны лопатки вентилятора и мощность, потребляемая КНД, уменьшилась, демонтированы сопловые и рабочие лопатки второй ступени ТНД; сопловой аппарат заменен профилированными стойками, анадиске четвертой ступени турбины газогенератора удалены замки под РЛ;
- оболочки внешнего контура использованы как защитный кожух, между которым и корпусом газогенератора пропускается около 2 % воздуха из-за 1-й ступени КНД, чтобы снизить наружную температуру поверхности двигателя.

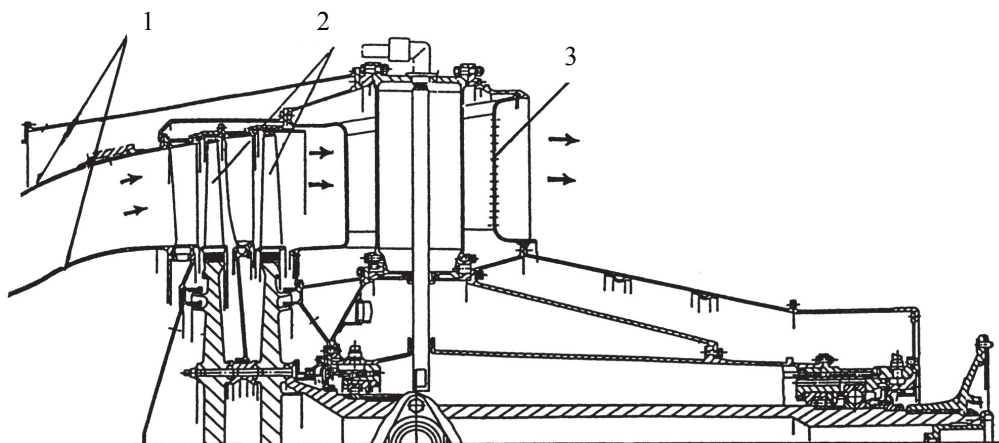


Рис. 4.5. Двухступенчатая силовая турбина ГТД НК-36СТ:

- 1 — трактовые оболочки переходного патрубка;
2 — проточная часть ССТ; 3 — опора турбины СТ

Компрессор НК-36 (рис. 4.4) — осевой, пятнадцатиступенчатый, трехкаскадный.

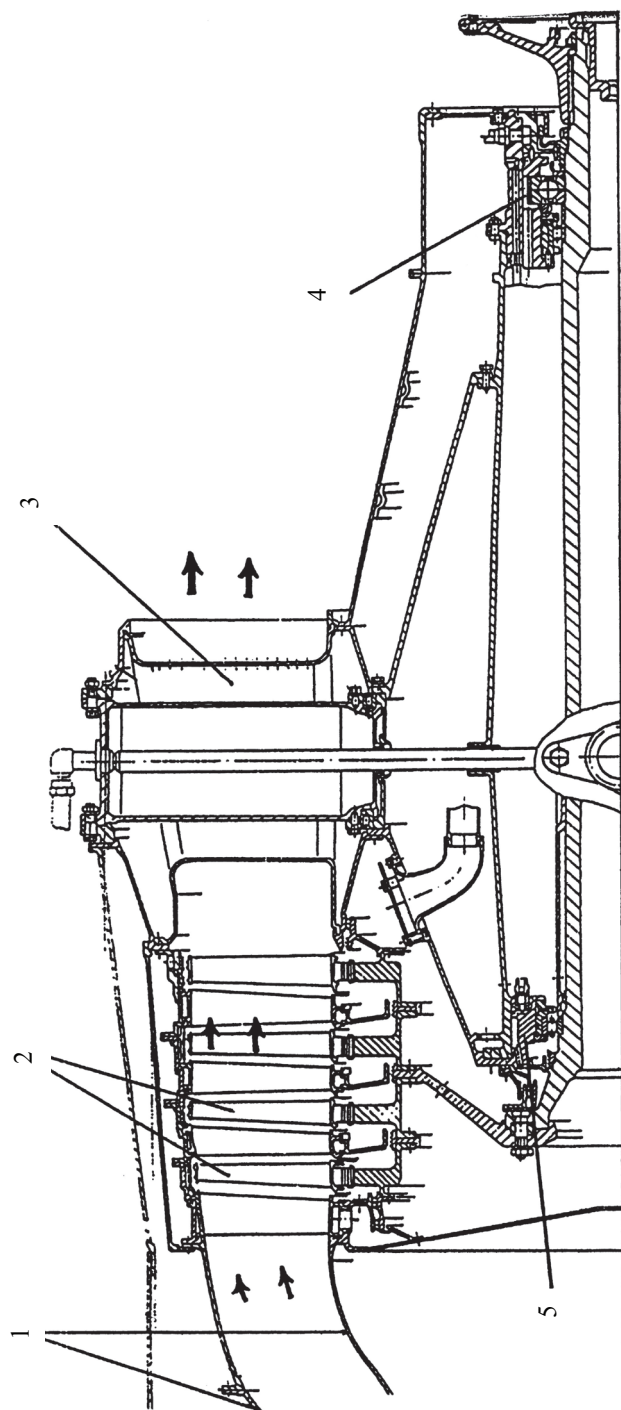


Рис. 4.6. Четырехступенчатая силовая турбина ГТД НК-37:

1 — трактовые оболочки переходного пагубка; 2 — проточная часть ССТ; 3 — силовая стойка ССТ;
4 — задняя опора ССТ; 5 — передняя опора ССТ

Для создания требуемых величин и направления скорости поступающего воздуха на входе в компрессор устанавливается входной направляющий аппарат (ВНА), на центральной части которого закреплен кок.

Компрессор двигателя включает в себя три самостоятельных узла, статоры которых соединены между собой промежуточной (компрессоры НД и СД) и средней (компрессоры СД и ВД) опорами:

- компрессор низкого давления (КНД);
- компрессор среднего давления (КСД);
- компрессор высокого давления (КВД).

Роторы всех трех компрессоров — двухопорные.

Ротор КНД опирается на подшипники, расположенные в передней (роликовый) и промежуточной (шариковый) опорах. Ротор КСД опирается на подшипники, расположенные в промежуточной (шариковый) и средней (роликовый) опорах. Ротор КВД опирается на подшипники, один из которых (шариковый) расположен в средней опоре, другой (роликовый) — за колесом турбины высокого давления.

Каждый ротор компрессора приводится во вращение соответствующей турбиной. Каждая пара (компрессор—турбина) представляет собой отдельную каскадную систему.

Связь между каскадами — газодинамическая.

Компрессор оборудован механизацией (клапаны перепуска), обеспечивающей устойчивую работу на нерасчетных режимах и при запуске двигателя, а также устройством для отбора воздуха на обогрев ВНА, кока и противообледенительную систему ГПА.

На корпусах компрессора расположены лючки контроля, позволяющие в процессе эксплуатации проводить осмотр лопаток роторов компрессоров.

Камера сгорания расположена между направляющим аппаратом 15-й ступени компрессора и сопловым аппаратом 1-й ступени турбины газогенератора.

Камера сгорания включает в себя:

- корпус камеры сгорания;
- корпус внутренний;
- трубу жаровую;
- коллектор первого контура;
- коллектор второго контура;
- форсунки первого контура;

- форсунки второго контура;
- воспламенители.

Корпус камеры сгорания является силовым узлом двигателя, включает в себя литой наружный корпус из жаропрочного сплава и точечную проставку, которые вместе с внутренним корпусом 6 образуют диффузор камеры сгорания.

Жаровая труба — кольцевого типа, сварной конструкции, изготовлена из жаропрочных, жаростойких сплавов и состоит из отформованных листовых секций, соединенных точечной сваркой в наружный и внутренний кожухи, и капота.

В передней части жаровой трубы установлены 24 горелки первого контура с дефлекторами. В капот установлены горелки второго контура. Капот имеет отверстия для прохода воздуха на охлаждение наружного кожуха и турбины газогенератора.

Горелки второго контура состоят из патрубка и завихрителя, соединенных через капот болтами.

Коллекторы первого и второго контуров служат для подвода топлива к соответствующим форсункам камеры сгорания.

Форсунки первого и второго контуров предназначены для подачи и распыла газа в горелках соответствующих контуров камеры сгорания.

Воспламенители предназначены для воспламенения топливо-воздушной смеси при запуске двигателя. Лючков осмотра камера сгорания не имеет. Осмотр горячей части жаровой трубы и первого соплового аппарата турбины газогенератора осуществляется через гнезда крепления форсунок второго контура.

Турбина газогенератора выполнена из следующих основных узлов: турбины ВД, турбины СД, опоры турбины, турбины НД.

Рабочие и сопловые лопатки всех ступеней — литые.

В периферийной части рабочих лопаток предусмотрены бандажные полки, снижающие вибрационные напряжения на лопатках и увеличивающие КПД турбины.

В полости между удлиненными ножками рабочих лопаток ставятся уплотнители, уменьшающие утечки газа из тракта.

Для обеспечения работоспособности турбины предусмотрено охлаждение рабочих и сопловых лопаток 1-й и 2-й ступеней, охлаждение дисков всех ступеней, охлаждение опоры. Охлаждение 1-й ступени осуществляется вторичным воздухом камеры сгорания.

Охлаждение сопловых лопаток 1-й ступени — конвективно-пленочное. Сопловая лопатка — двухполостная. Воздух в переднюю полость лопатки подводится с двух сторон: снизу — на создание защитной пленки (завесы) входной кромки; сверху — на завесу спинки и корыта. Охлаждение задней полости лопатки — конвективное с вихревой схемой охлаждения зоны выходной кромки лопатки. Воздух в заднюю полость поступает сверху, проходит через дефлектор в аппарат закрутки и далее в рабочее колесо на охлаждение рабочих лопаток и диска 1-й ступени.

Охлаждение рабочих лопаток 1-й ступени — конвективно-пленочное с вихревой схемой. Для охлаждения используется вторичный воздух камеры сгорания. Воздух из полости под первым сопловым аппаратом через аппарат закрутки и отверстия в дефлекторе диска подводится в переднюю полость рабочей лопатки. Часть воздуха через отверстия на входной кромке идет на создание пленочного охлаждения входной кромки и участков, к ней прилегающих. Другая часть воздуха выпускается через отверстия в выходной кромке со стороны корыта.

Охлаждение сопловых лопаток 2-й ступени — конвективное, осуществляется воздухом, отбираемым из-за 12-й ступени компрессора ВД. Воздух подводится в полость над сопловым аппаратом и распределяется по лопаткам. В лопатках часть воздуха, выйдя из дефлектора, охлаждает входную кромку, спинку, корыто и далее через щели в выходных кромках выбрасывается в газовый тракт, другая часть проходит через полость дефлектора и наддувает межлабиринтную полость внутреннего корпуса 2-й ступени.

Охлаждение рабочих лопаток 2-й ступени — конвективное. Воздух для охлаждения отбирается из-за 12-й ступени компрессора, поступает через отверстия диска в полость лопатки, где охлаждение осуществляется петлевым движением воздуха по каналам, выполненным внутри лопатки. Пройдя через каналы, через отверстия выходной кромки, воздух выходит в газовый тракт. Воздух на пути к лопаткам охлаждает диск 2-й ступени турбины.

Диск 3-й ступени, замки рабочих лопаток охлаждаются воздухом, отбираемым из-за 12-й ступени компрессора. Охлаждение — конвективное.

Свободная турбина выполнена как отдельный узел (модуль) и при необходимости может быть заменена без замены газогенератора. Силовая турбина (рис. 4.4.) — двухступенчатая, включает в себя: наруж-

ный корпус, сопловой аппарат 4-й ступени, сопловой аппарат 5-й ступени, ротор турбины, опору турбины.

Наружный и внутренний корпуса статора образуют плавный канал, служащий для подачи рабочего тела от газогенератора на вход свободной турбины.

В наружном корпусе имеются лючки для осмотра рабочих лопаток.

Вал ротора свободной турбины опирается на два роликовых подшипника.

Осевые силы, действующие на ротор турбины, воспринимаются шариковым подшипником, установленным в корпусе заднего подшипника.

Для разгрузки упорного подшипника ротора свободной турбины от осевых сил в разгрузочную полость подается воздух из-за компрессора СД.

Секции сопловых лопаток — литые, пустотелые, неохлаждаемые, объединяющие по две лопатки.

Ротор турбины включает в себя рабочее колесо 4-й ступени, рабочее колесо 5-й ступени, проставку, вал, шестерню, дистанционное кольцо, маслоотражательное кольцо, лабиринтную втулку, полумуфту. Колеса 4-й и 5-й ступеней представляют собой диски, на которых крепятся рабочие лопатки. Рабочие лопатки колес — литые, неохлаждаемые. Лопатки крепятся в дисках замками елочного типа. На периферийной части рабочих лопаток выполнены бандажные полки, снижающие вибрации на лопатках.

В настоящее время работы по совершенствованию двигателей НК-38СТ, НК-39, НК-36СТ и НК-37 продолжаются.

4.2. Конвертированные двигатели семейства «ПС»

В настоящее время по экономическим и экологическим показателям одним из лучших российских авиадвигателей для магистральной авиации является ГТД ПС-90А, который эксплуатируется на многих отечественных самолетах (Ил-96-300, Ту-204, Ил-76 МФ). Разработчиком ПС-90А является ОАО «Авиадвигатель» (г. Пермь), а серийное производство осуществляет ОАО «Пермский моторный завод». Высокие надежность и экономичность двигателя обусловили возможность

использования его в наземных условиях для привода нагнетателей природного газа и электрогенераторов в составе соответственно газоперекачивающих агрегатов и газотурбинных электрических станций простого и теплофикационного циклов серии «Урал».

На базе ПС-90 А созданы газотурбинные установки ГТУ-12П (марка ГТД — ПС-90ГП-1), ГТУ-16П (ПС-90ГП-2) и ГТУ-25П (ПС-90ГП-3), имеющие высокую степень преемственности и унификации по конструкции, по системе управления и комплектации поставок. ГТУ предназначены для привода центробежных нагнетателей в классах мощностей 10–12 МВт (ГТУ-12П), 16–18 МВт (ГТУ-16П) и 25 МВт (ГТУ-25П), а также — при применении низкооборотных силовых турбин — для привода электрогенераторов соответствующей мощности. Основные характеристики указанных газотурбинных установок приведены в табл. 4.3 [3].

Таблица 4.3

Основные технические характеристики ГТУ с конвертированными авиаГТД семейства «ПС» для механического привода

Величина, размерность	ГТУ-12П	ГТУ-16П	ГТУ-25П
Номинальная мощность на валу СТ, МВт	12	16	25
Эффективный КПД, %	34,6	37,0	40,5
Температура газа на входе в турбину ВД, К	1363	1416	1512
Температура газа на выходе, К	743	739	724
Степень повышения давления	15,8	19,61	28,5
Расход воздуха через компрессор, кг/с	45,13	58,2	84,5
Частота вращения вала СТ, об/мин	6500	5300	5000
Эмиссия NO _x , ppm	50	50	75
Масса установки с СТ, т	2,5	4,0	5,25

Для ознакомления с конструктивными особенностями конвертированных авиаГТД семейства «ПС» ниже изложено краткое техническое описание одной из газотурбинных установок, приводом для которой выступает двигатель указанного модельного ряда.

Газотурбинная установка ГТУ-12П представляет собой комплекс, состоящий из ГТД ПС-90ГП-1 (рис. 4.7) на подмоторной раме в комплексе с электронной системой управления и диагностики ЭСУД-90ГП-1, трансмиссией с кожухами, входным устройством, шумотеплоизолирующим кожухом, выходным устройством (улиткой), трубопроводными и электрическими коммуникациями и т. д.

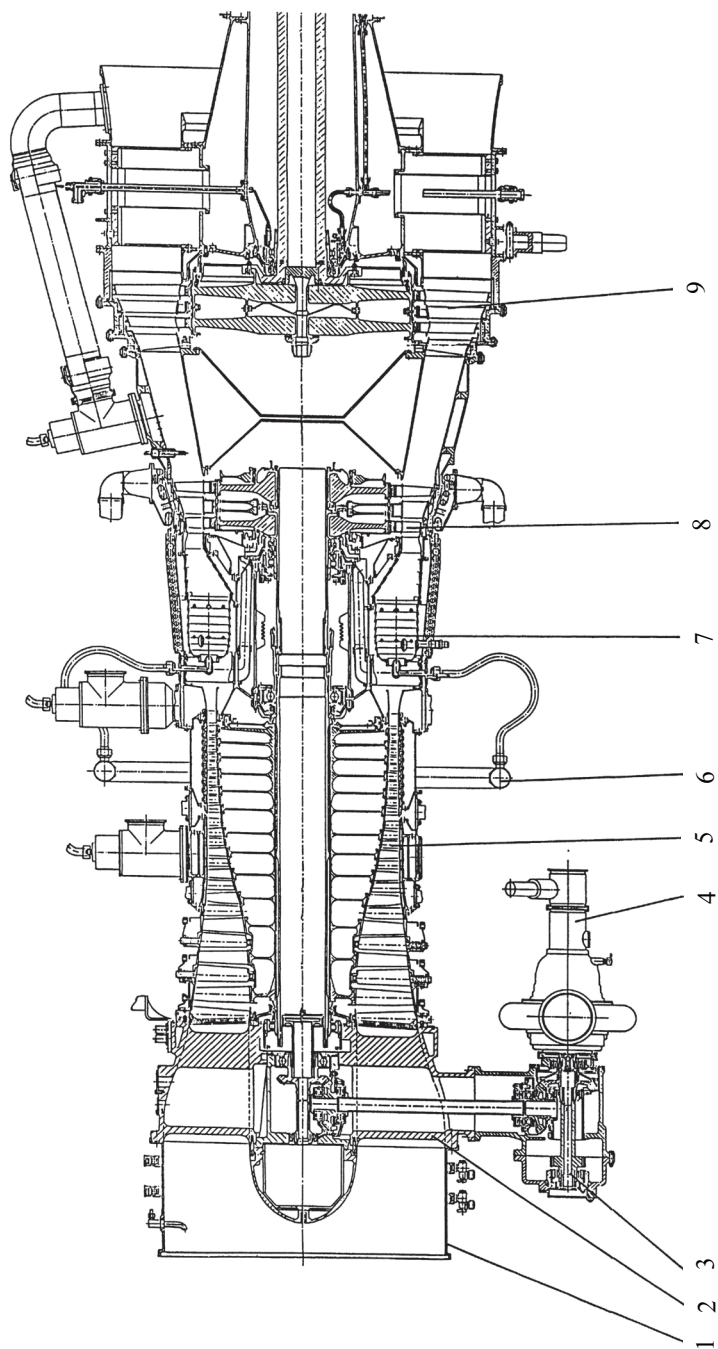


Рис. 4.7. Газотурбинный двигатель ПС-90ГП-1:

1 — корпус промывки; 2 — корпус входной; 3 — коробка приводов; 4 — стартер; 5 — компрессор;
6 — коллектор газовый; 7 — камера сгорания; 8 — турбина газогенератора; 9 — силовая турбина

Установка может быть выполнена как для блочно-комплектного газоперекачивающего агрегата (впервые устанавливаемого — ГТУ-12П), так и в варианте, предназначенном для реконструкции имеющихся в эксплуатации компрессорных цехов с расположением ГТУ в общем машзале (ГТУ-12ПР). Отличия выполнения определяются условиями размещения и связаны с необходимостью организации подсоединительных мест ГТУ к ГПА.

При блочно-контейнерном исполнении агрегата предусмотрен вариант как с боковым выхлопом и утилизационным теплообменником, так и с вертикальным выхлопом без утилизации тепла отработавших газов.

Газотурбинный двигатель ПС-90ГП-1 состоит из модуля газотурбинного одноконтурного газогенератора на раме и модуля свободной силовой турбины на раме, соединенных между собой. Модульное выполнение ГТД, характерное для конвертированных авиационных двигателей, позволяет проводить индивидуальную поставку ГГ и ССТ, а также уменьшает время монтажа (демонтажа) двигателя в целом. Кроме того, конструкция ГТД предусматривает замену большинства узлов и деталей горячей части, вплоть до лопаток сопловых аппаратов первой ступени турбины и жаровых труб камеры сгорания, в условиях эксплуатации без полной разборки двигателя.

Для своевременного выявления дефектов в газовоздушном тракте предусмотрена возможность его визуально-оптического контроля через специальные смотровые лючки, выполненные на корпусах компрессора, камеры сгорания и турбины. Также конструкцией обеспечен доступ для осмотра жаровых труб камеры сгорания.

Газогенератор включает в себя:

- корпус промывки с размещенными на нем коллекторами промывки газовоздушного тракта, датчиками измерения;
- приборы замеров параметров воздуха на входе в двигатель и датчик противообледенительной системы двигателя;
- входной корпус с центральным приводом и коробкой приводов, являющийся одним из силовых элементов двигателя и расположенный между корпусом промывки и компрессором (см. рис. 4.6). Предусмотрен обогрев обтекателя и стоек входного корпуса компрессора воздухом противообледенительной системы и горячим маслом, циркулирующим в системе смазки ГТД;
- осевой тринадцатиступенчатый компрессор с регулируемым

входным направляющим аппаратом (ВНА) и поворотными направляющими аппаратами первых двух ступеней;

- трубчато-кольцевую камеру сгорания с двенадцатью жаровыми трубами и усиленным корпусом;
- осевую двухступенчатую турбину.

Кинематическая схема газогенератора организована следующим образом. Ротор компрессора опирается на две опоры качения: переднюю — роликовый подшипник и заднюю — шариковый подшипник, который одновременно служит передней опорой ротора турбины газогенератора, в свою очередь задней опорой которого является роликовый подшипник. С помощью шлицевого вала с передним концом вала ротора компрессора соединено ведущее коническое зубчатое колесо центрального привода, предназначенного для отбора мощности на коробку приводов посредством вертикального шлицевого вала, который передает вращение смонтированным на коробке агрегатам.

Основные узлы, входящие в состав *осевого компрессора*, показаны на рис. 4.8.

Для обеспечения устойчивой работы компрессора во всем диапазоне эксплуатационных режимов, для улучшения его пусковых характеристик и снижения вибронапряжений на лопатках помимо регулируемого ВНА и поворотных НА первых двух ступеней за шестой и седьмой ступенями установлены клапаны перепуска воздуха из газозооушного тракта в атмосферу.

Для снижения вибрационных напряжений на рабочих лопатках над рабочим колесом первой ступени выполнена щелевая перфорация.

Для исключения обледенения лопатки ВНА выполнены обогреваемыми горячим сжатым воздухом в районе входных кромок с последующим выпуском его в проточную часть.

Статор компрессора состоит из наружного корпуса с ВНА и НА первых трех ступеней, переднего корпуса с направляющими аппаратами ступеней 4...7, корпуса перепуска, заднего корпуса с НА 8-й...12-й ступеней и спрямляющего аппарата тринадцатой ступени. Наружный корпус выполнен стальным с горизонтальным разъемом; корпус передний и задний — стальные, сварные, без продольных разрезов.

Лопатки ВНА, НА 1-й и 2-й ступеней поворачиваются относительно своих продольных осей с помощью подвижных колец, шарнирно соединенных с рычагами на лопатках. На наружном корпусе имеются упоры для настройки углов установки.

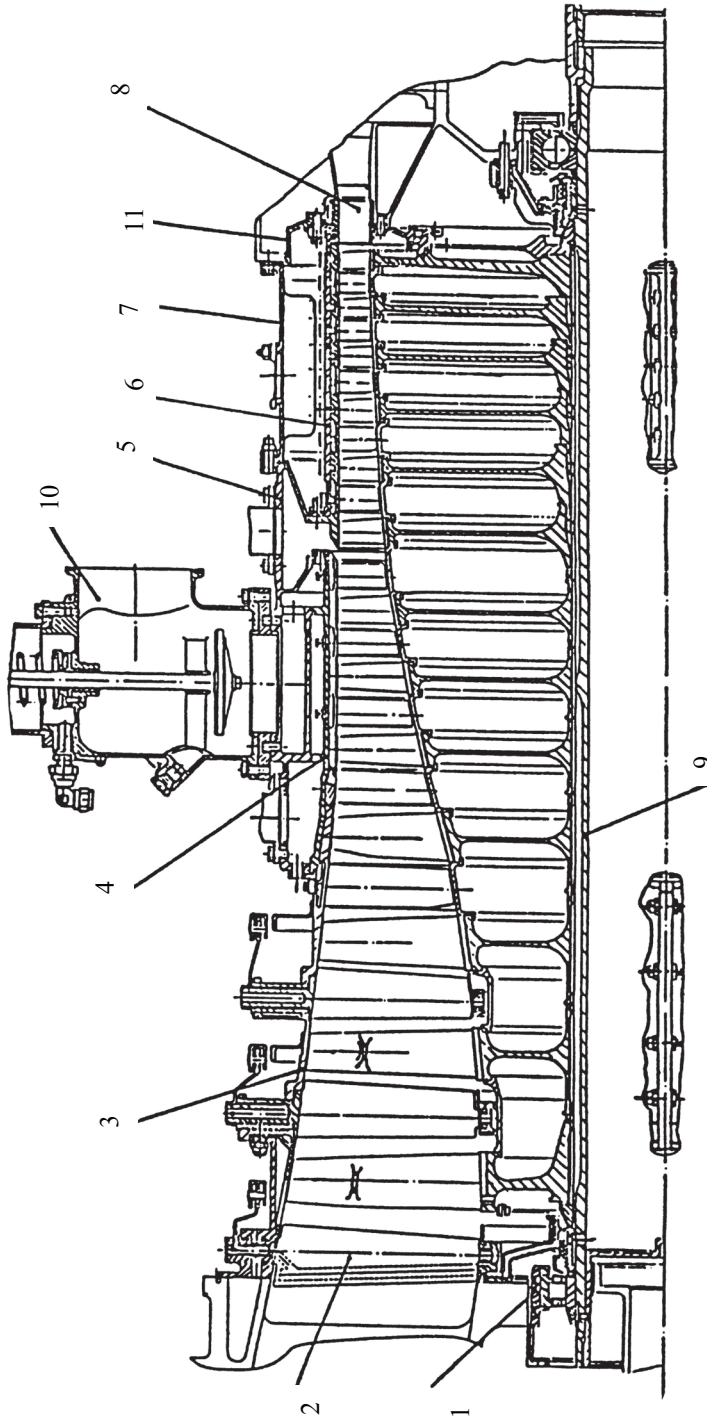


Рис. 4.8. Осевой компрессор ГТД ПС-90ГП-1:

1 — упруго-демпферная опора; 2 — входной направляющий аппарат; 3 — корпус с НА ступеней 1–3; 4 — корпус компрессора передний; 5 — корпус перепуска и отборов компрессора; 6 — корпус компрессора задний; 7 — корпус обдува задний; 8 — спрямляющий аппарат тринадцатой ступени; 9 — ротор компрессора; 10 — клапан перепуска воздуха; 11 — кольцо разделительное

Лопатки направляющих аппаратов 3-й...12-й ступеней имеют хвостовики типа «ласточкин хвост».

Ротор компрессора состоит из тринадцати рабочих колес, установленных на вал при помощи прямоугольных шлиц с точной посадкой и закрепленных двумя гайками со стороны первого и последнего колеса, что обеспечивает необходимую жесткость конструкции.

Рабочие лопатки устанавливаются в дисках при помощи хвостовиков — «ласточкин хвост». РЛ первых пяти ступеней дополнительно фиксируются штифтами.

Для образования плавных меридиональных обводов проточной части и фиксации лопаток в осевом направлении между дисками установлены промежуточные кольца.

Рабочие лопатки первой и второй ступеней имеют антивибрационные полки для снижения вибронпряжений при работе газогенератора.

Показанный на рис. 4.8 корпус обдува является одним из элементов системы активного управления радиальными зазорами в проточной части двигателя (здесь — между статором и РЛ ступеней 9...13 и между ротором и лопатками НА ступеней 9...12). Корпус имеет кольцевой коллектор с большим числом отверстий для обдува заднего корпуса компрессора воздухом, регулирование количеством которого выполняется при помощи заслонки отбора воздуха.

Разделительное кольцо 11 (рис. 4.8) служит для уменьшения прогиба корпусов компрессора и является одним из элементов силовой схемы ГТД.

В компрессоре двигателя ПС-90ГП-1 источниками отборов воздуха на нужды ГПА и станции являются четвертая, седьмая и тринадцатая ступени.

Отбор воздуха из-за четвертой ступени производится:

- для наддува опор двигателя и нагнетателя (не более 0,4 % от расчетного расхода через компрессор);
- системы активного управления радиальными зазорами компрессора и турбин (3,5 %).

Отбор воздуха из-за седьмой ступени производится:

- на обогрев ВНА и приемников температур и полного давления на входе в двигатель (0,5 %);
- пневмоприводные агрегаты системы управления
- ЭСУД-90ГП-1;
- охлаждение сопловых и рабочих лопаток второй ступени турбины газогенератора (2 %);

- охлаждение деталей ССТ и ее разгрузку (1,25 %);
- технологические нужды станции (не более 0,5 %).

Отбор воздуха из-за тринадцатой ступени компрессора производится:

- для охлаждения сопловых (9 %) и рабочих (3,6 %) лопаток первой ступени турбины газогенератора;
- пневмосистемы управления некоторыми вспомогательными агрегатами двигателя.

Основными конструктивными элементами *камеры сгорания* ГТУ-12П являются двенадцать силовых стоек, двенадцать форсунок, двенадцать жаровых труб, две свечи зажигания, газовый коллектор с трубопроводами подвода газа к форсункам и кольцевой газосборник.

Аналогично другим газотурбинным приводам с конвертированными авиадвигателями в ГТУ-12П силовые стойки служат для решения двух основных задач:

- 1) формирования силовой схемы установки;
- 2) расположения в полых стойках трубопроводов подвода и отвода воздуха и масла к подшипниковым узлам и уплотнениям.

Так, через силовые стойки камеры сгорания проходят коммуникации подвода воздуха на наддув лабиринтов масляного уплотнения роликподшипника турбины газогенератора и лабиринтов уплотнения шарикоподшипника компрессора, подвода охлаждающего воздуха к рабочему колесу второй ступени турбины газогенератора, подвода и откачки масла из подшипниковых узлов и др.

Воздух из компрессора поступает в кольцевой диффузор, где происходит его расширение и снижение скорости перед попаданием в жаровые трубы.

Каждая жаровая труба камеры сгорания двигателя ПС-90ГП-1 (рис. 4.9) включает в себя радиальный завихритель, через который первичный воздух попадает в зону горения; сваренные между собой цилиндрические точеные стенки, на которых выполнены семь поясов отверстий для создания пленочного охлаждения внутренней поверхности стенок вторичным воздухом; рамочный фланец, в свою очередь приваренный к последней цилиндрической стенке и образующий восьмой пояс охлаждения жаровой трубы за счет группы перфорационных отверстий.

В шестой секции (стенке) жаровой трубы имеются отверстия подвода части вторичного воздуха в зону горения; в седьмой — основные

отверстия, через которые поступает остальной воздух в зону смешения, чтобы снизить температуру продуктов сгорания и создать необходимое поле температур перед попаданием потока в турбину газогенератора через кольцевой газосборник.

Воспламенение смеси воздуха и топливного газа, поступающего от дозатора через топливный коллектор и форсунки, осуществляется с помощью свечей зажигания, установленных в плавающих втулках 11 (рис. 4.9) на первой и двенадцатой жаровых трубах. Переброс пламени в остальные жаровые трубы происходит через пламеперебрасывающие патрубки 10.

Фиксация от перемещения жаровой трубы в радиальном направлении достигается при помощи форсунок, которые вставляются в отверстие радиального завихрителя; в осевом направлении — при помощи подвески 2.

Задним фланцем жаровые трубы телескопически соединены с газосборником, образованным наружным и внутренним кольцами, которые имеют соответственно семь и восемь рядов охлаждающих отверстий и крепятся к наружному и внутреннему кольцу соплового аппарата турбины.

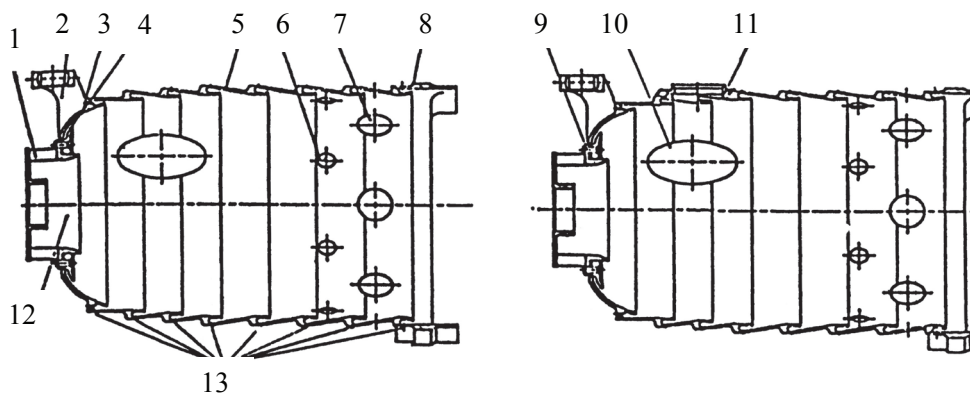


Рис. 4.9. Жаровая труба камеры сгорания ГТД ПС-90ГП-1:

- 1 — радиальный завихритель; 2 — подвеска жаровой трубы; 3 — головка жаровой трубы; 4 — дефлектор; 5 — стенка жаровой трубы; 6 — отверстия подвода воздуха в зону горения; 7 — отверстия подвода воздуха в зону смешения; 8 — фланец рамочный; 9 — заклепка; 10 — патрубок пламеперебрасывающий; 11 — втулка под свечу зажигания; 12 — диффузор завихрителя; 13 — пояса охлаждающих отверстий

Вокруг вала ротора в центре трубчато-кольцевой камеры сгорания имеется теплоизолирующий кожух, образующий полость, в которую стекает масло после смазки и охлаждения переднего и заднего подшипников турбины газогенератора. К кожуху приварены фланцы крепления трубопроводов подвода и отвода воздуха и масла для подшипниковых узлов.

Рабочие поверхности жаровых труб покрыты жаростойкой эмалью; наружная поверхность кожуха вала — теплоизолирующим материалом, защищенным снаружи стальными кожухами.

Двухступенчатая турбина газогенератора с указанными направлениями потоков охлаждающего воздуха приведена на рис. 4.10.

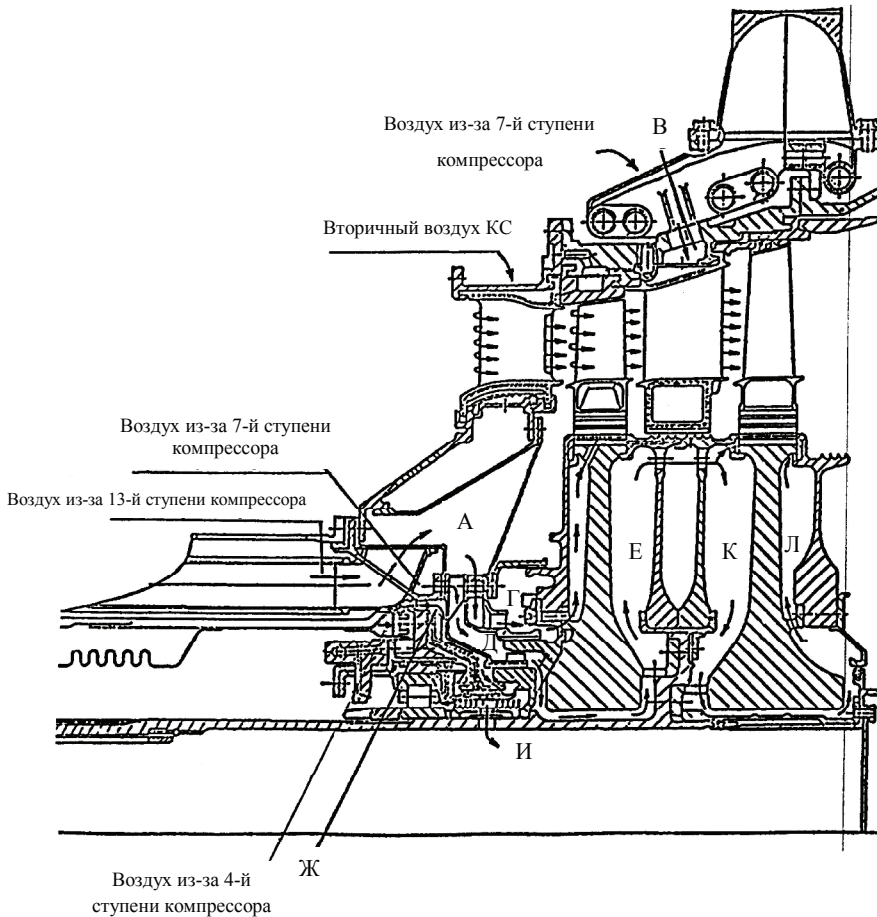


Рис. 4.10. Схема охлаждения турбины газогенератора ГТД ПС-90ГП-1:

А, В, Г, Д, Е, Ж, И, К, Л — воздушные полости

Система охлаждения корпусов турбины выполняет функцию управления радиальными зазорами между торцами рабочих лопаток и разрезными кольцами сопловых аппаратов. Обдув корпусов регулируемый, охлаждение — «душевое».

Сопловые аппараты первой и второй ступеней включают соответственно тридцать семь и сорок семь охлаждаемых лопаток.

Сопловые лопатки первой ступени имеют два дефлектора — передний и задний, во внутренние полости которых поступает вторичный воздух камеры сгорания. Выпуск воздуха в проточную часть из переднего дефлектора происходит через отверстия во входной кромке, что создает пленочное охлаждение передней части лопатки. Проходя через отверстия в заднем дефлекторе, воздух охлаждает внутреннюю часть задней полости пера лопатки и выпускается через щель в выходной кромке, выполненную с интенсификаторами теплообмена штырькового типа, в проточную часть.

В свою очередь сопловые лопатки второй ступени имеют один дефлектор с отверстиями, через которые воздух попадает в полость между лопаткой и дефлектором, откуда, охлаждая стенки, имеющие штырьковые интенсификаторы, через щель в выходной кромке выходит в проточную часть.

Ротор турбины газогенератора включает в себя диски первой и второй ступеней с рабочими лопатками, дефлекторные диски, передний и задний промежуточные диски.

Как видно из рис. 4.10, охлаждающий воздух из-за тринадцатой ступени компрессора из трубопровода, пройдя через полость Г, попадает в полость между диском первой ступени и его дефлекторным диском. Затем по каналам в хвостовике рабочей лопатки воздух поступает в ее внутреннюю полость и через два ряда отверстий во входной кромке и щель в выходной кромке выпускается в проточную часть. Часть воздуха, пройдя под замком РЛ, охлаждает обод переднего промежуточного диска.

Воздух из-за седьмой ступени компрессора по трубопроводам через отверстия в опоре и лабиринте поступает в полость Д, откуда, омывая ступицу диска первой ступени, попадает в полость Е и охлаждает заднюю поверхность диска первой ступени и переднюю сторону промежуточного диска. Далее через отверстия в промежуточных дисках, омывая заднюю поверхность переднего и с обеих сторон задний промежуточный диск, воздух оказывается в полости К, где делится: часть его поступает к рабочим лопаткам второй ступени; другая часть омы-

вает и охлаждает ступицу диска второй ступени и попадает в полость Л под дефлекторный диск. Оттуда воздух по трем каналам, выполненным в хвостовиках, направляется во внутренние полости рабочих лопаток второй ступени, где имеются интенсификаторы штырькового типа. Выпуск охладившего воздуха организован в радиальный зазор между периферийным торцом лопатки и статором, что обеспечивает дополнительное уплотнение от перетекания рабочего тела.

Рабочие лопатки изготавливаются из монокристаллических отливок, а также отливок, полученных методом высокоскоростной направленной кристаллизации. Перо рабочей лопатки первой ступени имеет четырехслойное многокомпонентное теплозащитное покрытие.

Корпус турбины газогенератора соединен с корпусом свободной силовой турбины посредством переходного патрубка (см. рис. 4.7), включающего переходник и наружный корпус, в котором закреплены коллектор из двенадцати термопар для измерения температурного поля за турбиной и два датчика измерения давления. Также на фланце наружного корпуса установлены клапаны перепуска газа, служащие для облегчения запуска ГТУ.

Осевая двухступенчатая *свободная силовая турбина* приведена на рис. 4.11.

Передняя опора ССТ включает в себя роликовый подшипник, задняя — как роликовый, так и шариковый. Также важными элементами силовой схемы являются шесть литых силовых стоек, внутри которых располагаются трубопроводы подвода (и отвода) масла и воздуха к подшипниковым узлам с уплотнениями, охлаждающего воздуха, трубопроводы суфлирования масляных полостей и датчика измерения давления в разгрузочной полости ССТ, закрытые специальными защитными стойками от воздействия теплового излучения со стороны горячего газового потока. Помимо этого внутренние полости стоек продуваются воздухом, который эжектируется в тракт двигателя.

В наружном корпусе турбины выполнены лючки осмотра сопловых и рабочих лопаток и контроля натяга по бандажным полкам РЛ обеих ступеней. Охлаждение корпуса производится воздухом, подведенным через систему коллекторов, из-за четвертой ступени компрессора.

Сопловые аппараты первой и второй ступеней включают в себя соответственно девятнадцать и двадцать шесть блоков сопловых лопаток. Каждый блок набран из трех лопаток. Стыки между блоками уплотнены специальными вставками.

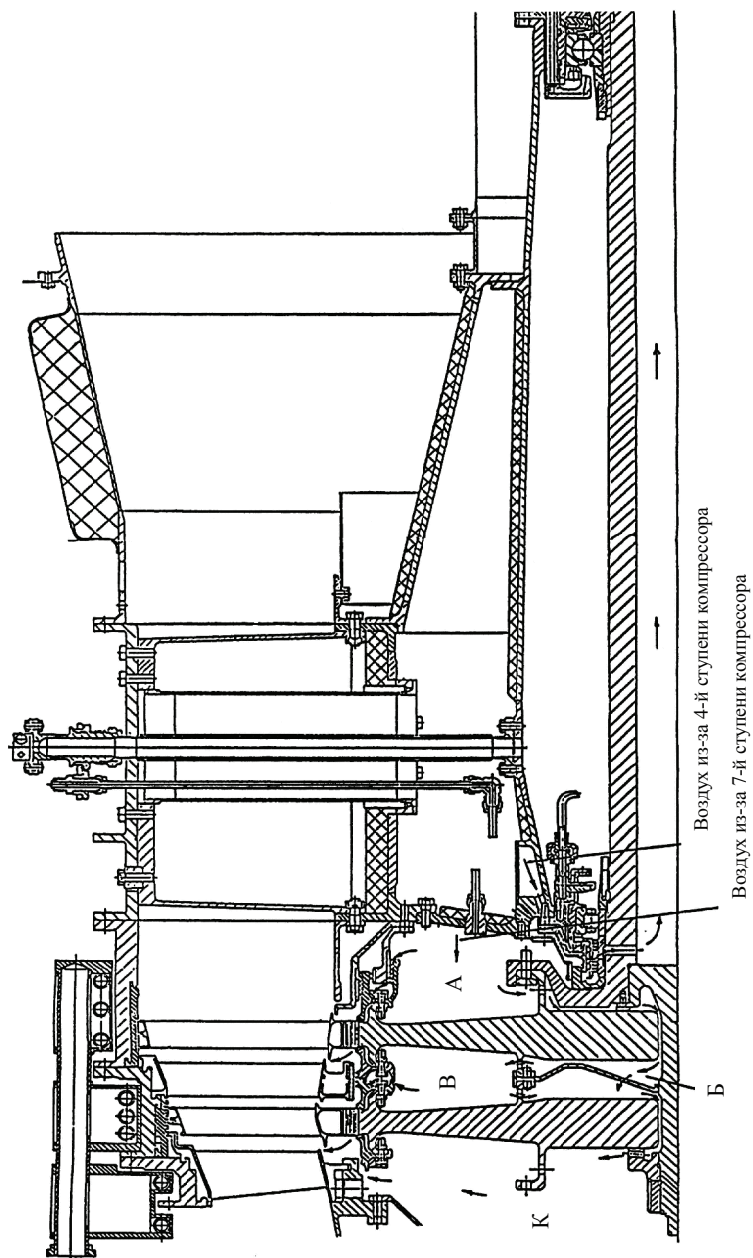


Рис. 4.11. Схема охлаждения свободной силовой турбины ГТД ПС-90ГП-1:

А, Б, В, К — воздушные полости

Ротор силовой турбины состоит из двух дисков с рабочими лопатками, вала и лабиринтных уплотнений. Между дисками установлена диафрагма, предназначенная для направления потоков охлаждающего воздуха. Диски по фланцам соединены штифтами между собой; диск второй ступени крепится к фланцу вала ССТ болтами.

Как показано на рис. 4.11, охлаждение деталей силовой турбины производится воздухом, который отбирается из-за седьмой ступени компрессора и подается в разгрузочную полость А. Часть воздуха, пройдя через отверстия в лабиринтных уплотнениях и под хвостовиками рабочих лопаток второй ступени, выбрасывается в проточную часть. Остальной воздух через отверстия во фланце диска второй ступени, омывая ступицу, попадает в полость Б, где разделяется: часть его через отверстия во фланце диска и промежуточное лабиринтное уплотнение проходит под хвостовиками рабочих лопаток первой ступени и выходит в проточную часть; другая — направляется через отверстия в диафрагме и, омывая ступицу диска первой ступени, попадает в полость К, откуда также выбрасывается в проточную часть за сопловым аппаратом первой ступени.

Конструктивные отличия ГТУ-16П с двигателем ПС-90ГП-2 в сравнении с ГТУ-12П незначительны. В газогенераторной части добавлена дополнительная ступень на входе в компрессор, за счет чего увеличен расход воздуха и соответственно достигается форсирование двигателя по мощности; свободная силовая турбина — трехступенчатая, что связано с необходимостью срабатывать больший эффективный теплоперепад. В случае, если выполняется реконструкция компрессорных цехов с агрегатами ГПА-Ц-16 с заменой двигателя НК-16СТ на ПС-90ГП-2, маркировка установки изменяется на ГТУ-16ПЦ.

В 2003 г. начато серийное производство газотурбинной установки ГТУ-25П с конвертированным двигателем ПС-90ГП-3 (или ПС-90ГП-25) для использования в качестве привода нагнетателя природного газа; также на базе того же ГТД спроектирована установка ГТУ-25ПЭР, предназначенная для привода электрогенератора. Отличия имеются в части свободной турбины и заключаются в использовании тихоходной четырехступенчатой ССТ, спроектированной на 3000 об/мин для ГТУ-25ПЭР, в отличие от двухступенчатой конструкции в варианте для ГПА, когда вал ССТ имеет частоту вращения 5000 об/мин. На рис. 4.12 изображен один из промежуточных вариантов ГТУ-25П с трехступенчатой силовой турбиной.

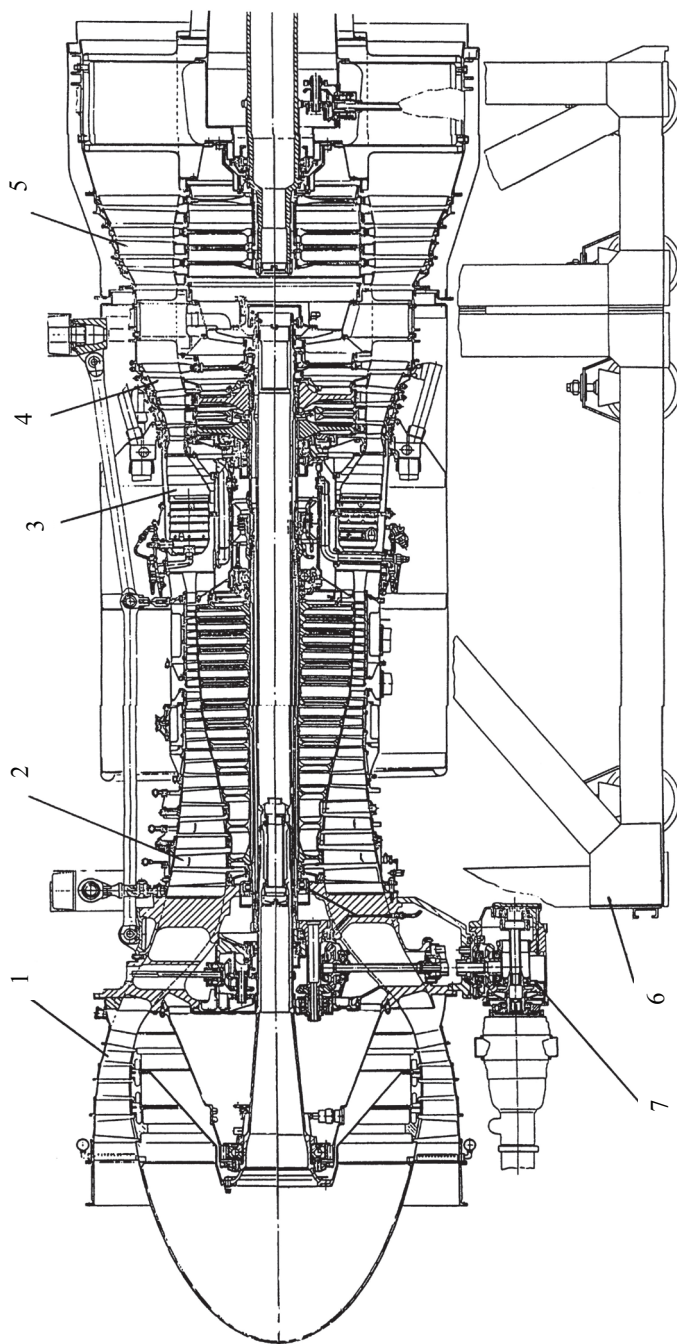


Рис. 4.12. Газотурбинная установка ГТУ-25П:

1 — компрессор низкого давления; 2 — компрессор высокого давления; 3 — камера сгорания; 4 — трехступенчатая турбина газогенератора; 5 — силовая турбина; 6 — подмоторная рама; 7 — коробка приводов

4.3. Конвертированные двигатели семейства «АЛ-31»

4.3.1. Создание и развитие двигателей семейства «АЛ-31»

В 1984 г. Федеральный научно-производственный центр «Салют» совместно с НПО «Сатурн» им. А. Люльки начал выпуск авиационного двухконтурного сверхзвукового двигателя четвертого поколения АЛ-31Ф, предназначенного для истребителя СУ-27.

В конце 80-х годов в связи с резким сокращением финансирования военных заказов было принято решение о развертывании программы конверсии на предприятиях, и в качестве прототипа для создаваемого конвертированного для наземной эксплуатации ГТД был выбран высокоэффективный АЛ-31Ф, на основе которого в НПО «Сатурн» и был разработан двигатель АЛ-31СТ для привода нагнетателей ПГ.

АЛ-31СТ стал первым из конвертированных двигателей, разработанным на базе короткоресурсного авиационного ГТД. При его создании использовались принципы конвертирования и методы продления ресурса по отношению к двигателю-прототипу, обоснованные и отработанные к этому времени в «СНТК им. Н. Д. Кузнецова».

После того как в НПО «Сатурн» и Уфимском моторостроительном производственном объединении (ОАО «УМПО») был накоплен опыт по изготовлению и обслуживанию АЛ-31СТ, был создан двигатель для использования в качестве энергетического привода АЛ-31СТЭ. Технические характеристики АЛ-31СТ и АЛ-31СТЭ сведены в табл. 4.4 [3].

Таблица 4.4

Конвертированные авиаГТД семейства «АЛ-31»

Марка двигателя	Марка прототипа	Год выпуска	Мощность, МВт	Температура газа за КС, К	Температура газа за ССТ, К	Расход рабочего тела, кг/с	Степень сжатия в ОК	Частота вращения вала СТ, об/мин	КПД, %
АЛ-31СТ	АЛ-31Ф	1998	16,8	1440	763	64,5	18,1	5300	36
АЛ-31СТЭ	АЛ-31Ф	2001	18–20	—	788	64,3	18,1	3000	36

Газогенераторная часть двигателя АЛ-31СТЭ унифицирована с ГТД АЛ-31СТ, а свободная турбина в отличие от трехступенчатой выполнена пятиступенчатой.

Двигатель АЛ-31СТ может использоваться как для реконструкции имеющихся компрессорных цехов с агрегатами ГПА-Ц16 с заменой ГТД НК-16СТ, так и в составе новых — ГПА-16Р «УФА» (ОАО «УМПО») и ГПА-Ц16Л (НПО «Сатурн»).

4.3.2. Краткое описание конструкции двигателя АЛ-31СТ

Конструктивно двигатель выполнен в виде двух быстроразъемных модулей: модуля газогенератора и модуля силовой турбины. Модули газогенератора и ССТ собраны на отдельных рамах. При стыковке рамы модулей соединяются болтами, образуя единую раму, которая является основным элементом силовой схемы двигателя.

Модуль газогенератора состоит из компрессора низкого давления, компрессора высокого давления, промежуточного корпуса, камеры сгорания, турбин высокого и низкого давления.

Компрессор низкого давления — осевой четырехступенчатый (рис. 4.13). В состав статора входят:

- титановый корпус под форсунки системы промывки проточной части;
- входной направляющий аппарат;
- клапан сублимации опор компрессора, состоящий из двух обечаек, образующих полость, через которую поступает горячий воздух из-за седьмой ступени КВД;
- корпус первой, второй, третьей ступеней НА КНД титановый с горизонтальным разъемом, с пазами Т-образной формы для крепления лопаток НА КНД.

НА первой, второй, третьей ступеней состоят из сварных секций направляющих лопаток и внутренних полуколец. На корпуса статора, над рабочими лопатками ротора и внутренние полукольца НА нанесена специальная легкоистираемая смесь.

Ротор КНД имеет дисковую сварную конструкцию и лежит на двух подшипниках качения. Передний роликовый подшипник воспринимает радиальные нагрузки от ротора КНД. Задний шариковый подшипник КНД воспринимает суммарную осевую нагрузку от роторов КНД и ТНД, а также радиальную нагрузку от ротора КНД.

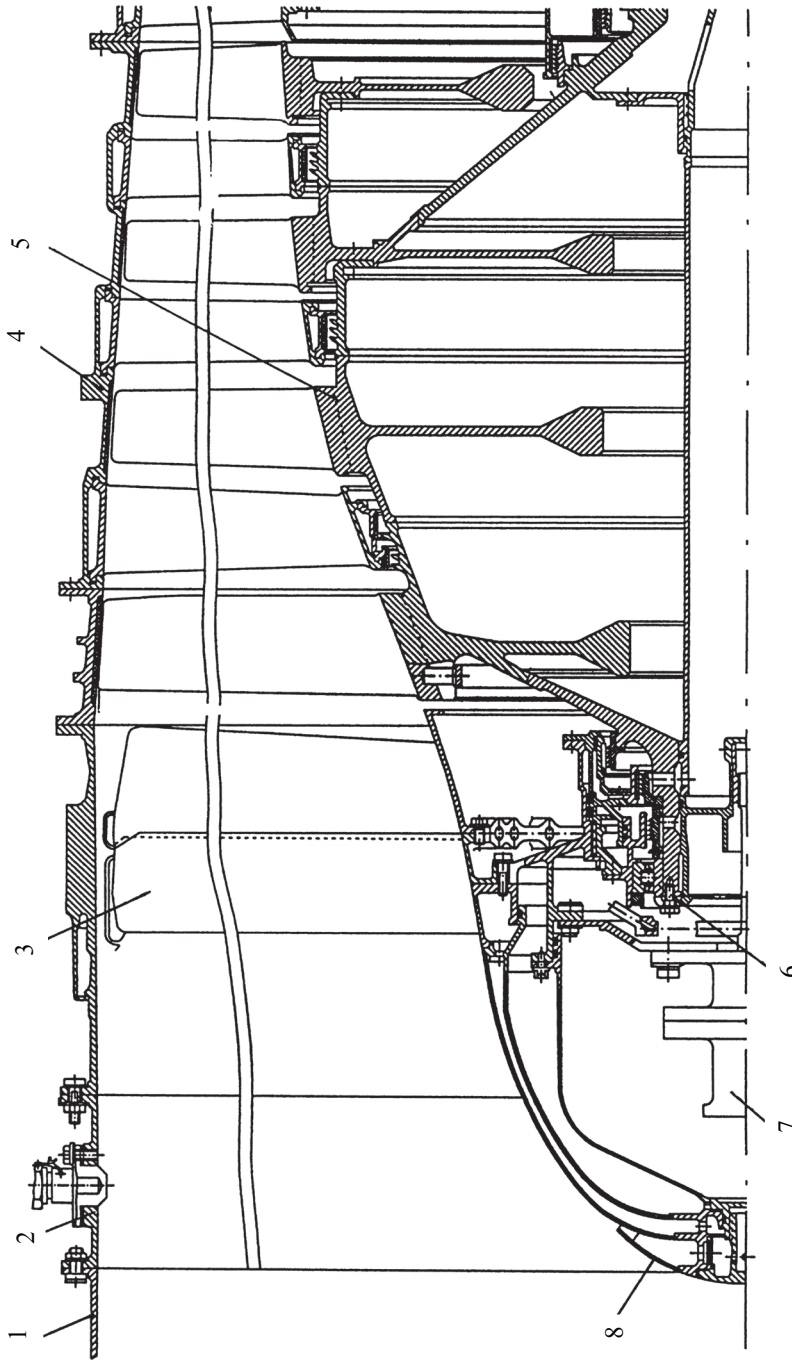


Рис. 4.13. Компрессор низкого давления ГТД АЛ-31СТ:

1 — кольцо входное; 2 — корпус с форсунками под промывку; 3 — ВНА; 4 — статор КНД; 5 — ротор КНД; 6 — передняя опора КНД; 7 — откачивающий масляный насос; 8 — кок

Компрессор высокого давления — осевой девятиступенчатый (рис. 4.14). Статор КВД составляют:

- промежуточный корпус компрессора;
- корпус ВНА и первой ступени;
- корпус второй и третьей ступеней;
- задний корпус с кольцевой полостью-коллектором отбора воздуха из-за седьмой ступени, образованной обечайкой и корпусом;
- ВНА;
- девять направляющих аппаратов.

Лопатки ВНА, НА первой и второй ступеней — поворотные консольные. НА с третьей по восьмую ступени нерегулируемые. Выходной НА КВД выполнен двухрядным.

Поворот лопаток ВНА, НА первой и второй ступеней осуществляется гидроцилиндрами через приводные кольца и систему рычагов по командам от САУ.

В наружном кольце НА седьмой ступени выполнены прорези, а в корпусе — отверстия отбора воздуха на нужды ГПА (в систему наддува масляных уплотнений опор газогенератора и в систему противообледенения).

Корпуса статора имеют продольный разъем и окна осмотра лопаток КВД. Окна закрыты пробками.

Промежуточный корпус (средняя опора между КНД и КВД) является основой силовой схемы газогенератора. Промежуточный корпус титановый, состоит из ободов, соединенных стойками, к которым приварено разделительное кольцо. В промежуточном корпусе установлены выходной НА КНД, задняя опора ротора КНД, передняя опора КВД. Передняя опора ротора КВД воспринимает суммарную осевую и радиальную нагрузки от роторов КВД и ТВД.

Демпфирование шарикоподшипника обеспечено упругостью корпуса, деформацией изгиба упругого кольца и сопротивлением колебаниям ротора, которое возникает от выдавливания масляной пленки из одной плоскости в другую через жиклеры упругого кольца.

Барабан ротора состоит из двух секций дисков. Первая секция включает диски первой, второй и третьей ступеней, вторая секция — диски четвертой, пятой, шестой и три — седьмой, восьмой, девятой ступеней.

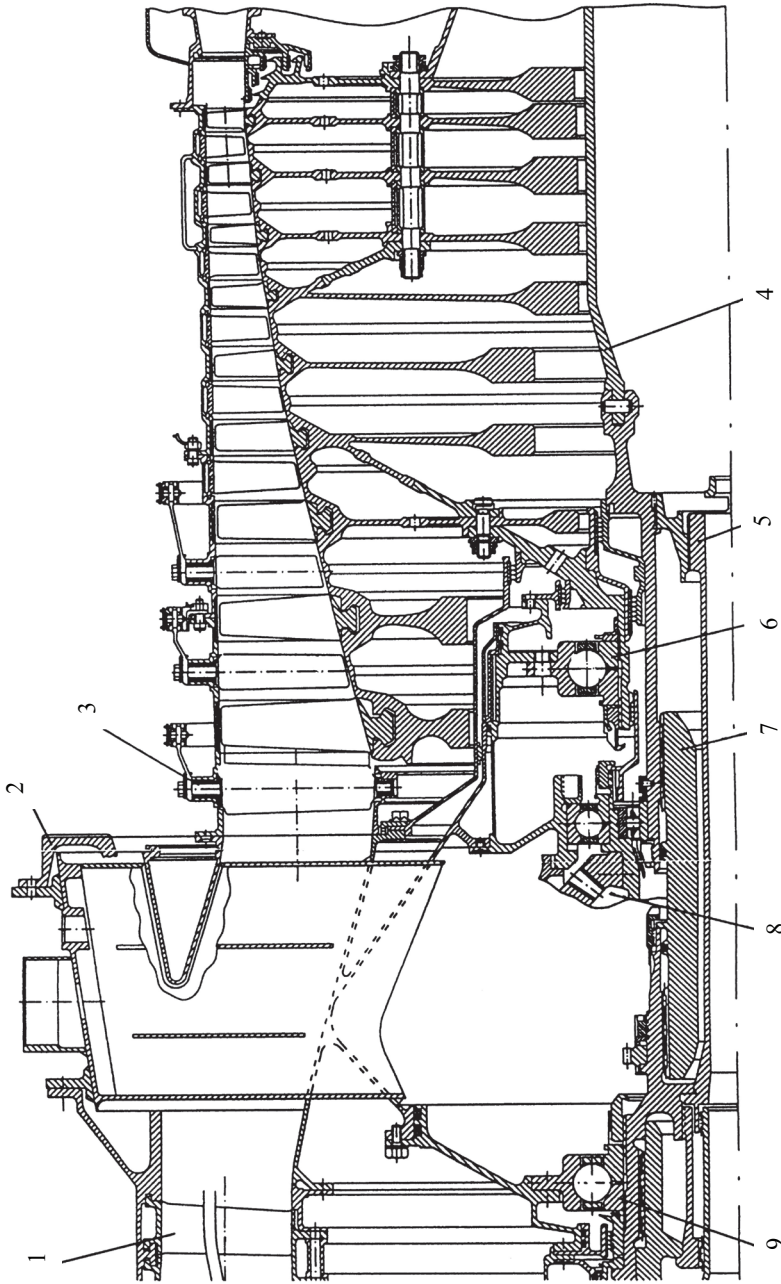


Рис. 4.14. Компрессор высокого давления ГТД АЛ-31СТ:

1 — выходной направляющий аппарат КНД; 2 — промежуточный корпус ОК; 3 — РВНА; 4 — вал ротора ТНД;
5 — стяжная труба; 6 — передняя опора КВД; 7 — рессора; 8 — центральная коническая передача; 9 — задняя опора КНД

Камера сгорания. По результатам испытаний серийной камеры сгорания, первоначально установленной в ГТД АЛ-31СТ, было выявлено, что данная КС не удовлетворяет экологическим нормам. В связи с этим были разработаны и испытаны несколько экспериментальных камер для выявления наилучшей конструкции в отношении эмиссии NO_x и CO . В результате была получена низкоэмиссионная (экологическая) **камера сгорания Z-56** (рис. 4.15).

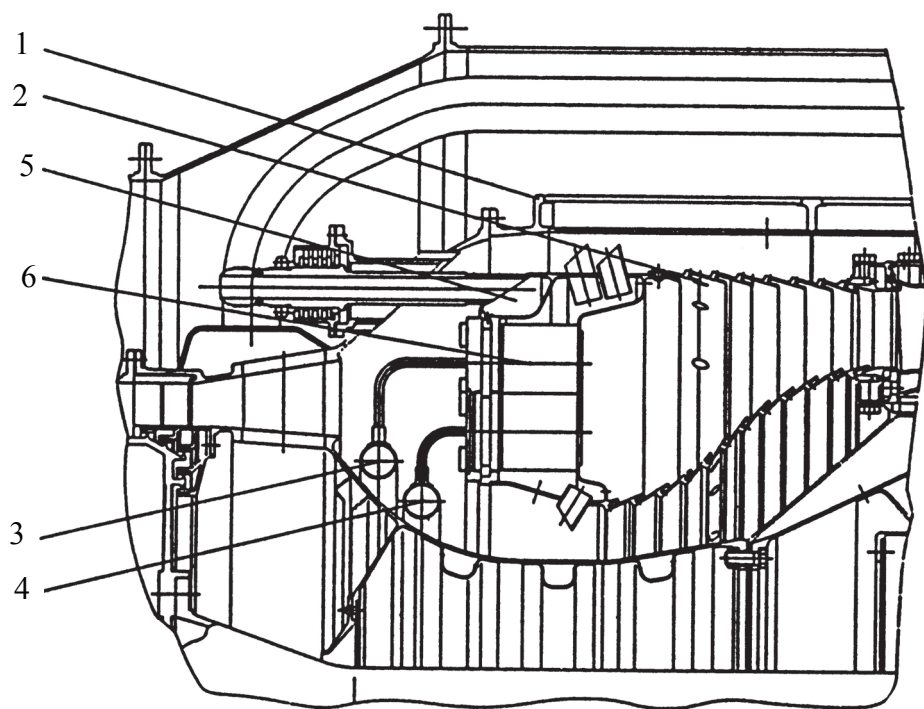


Рис. 4.15. Низкоэмиссионная многомодульная камера сгорания Z-56:

- 1 — корпус; 2 — жаровая труба; 3, 4 — газовые коллекторы для подачи газа к центральным горелкам; 5 — газовый коллектор для подвода газа к периферийным горелкам; 6 — фронтное устройство

При работе над КС Z-56 использовались опыт создания авиационных камер сгорания и технология «чистого» горения. Концепция многомодульной кольцевой камеры сгорания успешно применялась в авиационных ГТД. Значительная интенсификация процесса подготовки и горения топливовоздушной смеси позволила сократить длину зоны горения в такой камере на 40 % по сравнению с серийной.

КС Z-56 состоит из корпуса, жаровой трубы, газовых коллекторов для подачи газа к центральным горелкам и газового коллектора для подвода газа к периферийным горелкам. Жаровая труба кольцевая, малой длины, с проточенными секциями охлаждения. Фронтное устройство состоит из 56 модулей, расположенных в два яруса. Модули предназначены для смешения газа с воздухом и включают центральную и периферийную горелки, образующие первую и вторую зоны горения. Конструктивно образование двух зон горения достигается независимой стадийной подачей топливного газа к центральной и периферийной горелкам модулей камеры сгорания.

Турбина высокого давления (рис. 4.16) приводит во вращение ротор КВД и систему привода агрегатов двигателя.

СА ТВД кольцом соединен с фланцами обода СА ТНД и телескопическим соединением — с жаровой трубой КС. Наружное кольцо СА ТВД имеет отверстия для подвода вторичного воздуха из КС и ВВТ на охлаждение СА и РЛ ТВД. Внутреннее кольцо СА ТВД соединено фланцем с аппаратом закрутки и внутренним корпусом КС.

СА ТВД имеет 42 лопатки, объединенные в четырнадцать литых трехлопаточных блоков, чем достигается уменьшение перетечек газа. Сопловая лопатка — пустотелая, охлаждаемая. На входной кромке лопатки имеется перфорация, обеспечивающая пленочное охлаждение наружной поверхности пера лопатки.

Ротор ТВД состоит из диска с лопатками рабочего колеса и цапфы с лабиринтами. В диске выполнены наклонные отверстия для подвода охлаждающего воздуха к РЛ. Рабочая лопатка ТВД — литая, полая, охлаждаемая. Хвостовик лопатки «елочного» типа. На хвостовике цапфы установлено лабиринтное уплотнение, а внутри — обойма роликового подшипника, являющегося задней опорой ротора ВД.

Турбина низкого давления (рис. 4.16) приводит во вращение ротор КНД.

Сопловая лопатка — литая пустотелая, охлаждаемая.

Ротор ТНД состоит из диска с сопловыми лопатками, цапфы, вала, напорного диска. Диск имеет пазы для крепления рабочих лопаток и наклонные отверстия для подвода охлаждающего воздуха к ним. Рабочая лопатка ТНД — литая, полая, охлаждаемая. На периферийной части имеет бандажную полку с гребешком лабиринтного уплотнения, обеспечивающим уменьшение зазора между ротором и статором.

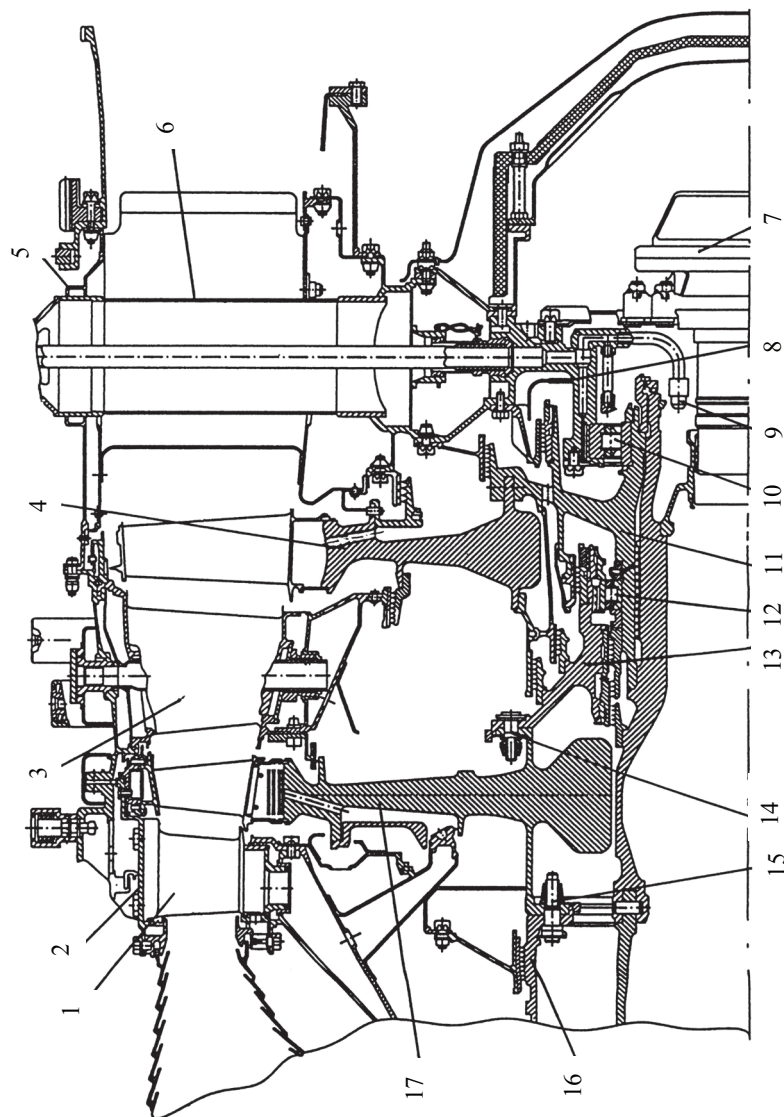


Рис. 4.16. Турбина газогенератора ГТД АЛ-31СТ:

- 1 — СА ТВД; 2 — наружное кольцо СА ТВД; 3 — СА ТНД; 4 — диск ротора ТНД; 5 — наружный корпус опоры;
 6 — силовая стойка; 7 — откачивающий маслясос; 8 — пеногасящая стенка; 9 — масляный коллектор;
 10 — задний подшипник ротора НД; 11 — цапфа ротора ТНД; 12 — межроторный подшипник; 13 — цапфа ротора ТВД;
 14,15 — стяжные призонные болты; 16 — вал КВД; 17 — диск ротора ТВД

Цапфа имеет на передней части внутренние шлицы, передающие крутящий момент на вал. На наружной поверхности передней части цапфы установлены внутренняя обойма роликового подшипника (на который опирается ротор высокого давления) и лабиринт, являющийся передним уплотнением масляной полости опоры ТВД.

Вал состоит из трех частей, соединенных штифтами. В задней части вала имеется привод откачивающего маслоснасоса опоры турбины. В передней части вала имеются шлицы, передающие крутящий момент на ротор КНД через рессору.

Напорный диск обеспечивает увеличение давления охлаждающего воздуха на входе в РЛ ТНД.

В состав опоры турбины входят корпус опоры и корпус подшипника. Корпус опоры состоит из наружного корпуса и внутренних колец, соединенных силовыми стойками и образующих силовую схему опоры турбины. В состав входят также экран с обтекателями и пеногасящая сетка. Внутри силовых стоек размещены трубопроводы подвода и откачки масла, суфлирования масляных полостей.

Через полости силовых стоек подводится воздух на охлаждение опоры ТНД и отводится воздух из предмасляной полости. Силовые стойки закрыты снаружи обтекателями. Экран с обтекателями образует проточную часть газозащитного тракта за ТНД.

Корпус подшипника и крышки образует масляную полость опоры турбины. Масляная полость термоизолирована. На корпусе подшипника установлены маслооткачивающий насос и масляный коллектор. Между наружной обоймой роликоподшипника ротора ТНД и корпусом подшипника размещен упругомасляный демпфер.

Силовая турбина ГТД АЛ-31СТ (рис. 4.17) — осевая, трех-ступенчатая.

СТ состоит из ротора, корпуса сопловых аппаратов, передней опоры, задней опоры и промежуточного вала с полумуфтой.

Ротор СТ с газогенератором имеет только газодинамическую связь. Снаружи на задней опоре установлена коробка приводных агрегатов СТ. Ротор состоит из трех дисков и двух цапф, стянутых призонными болтами. Передача крутящего момента и центровка дисков осуществляются «хиртовым» соединением (торцевыми шлицами).

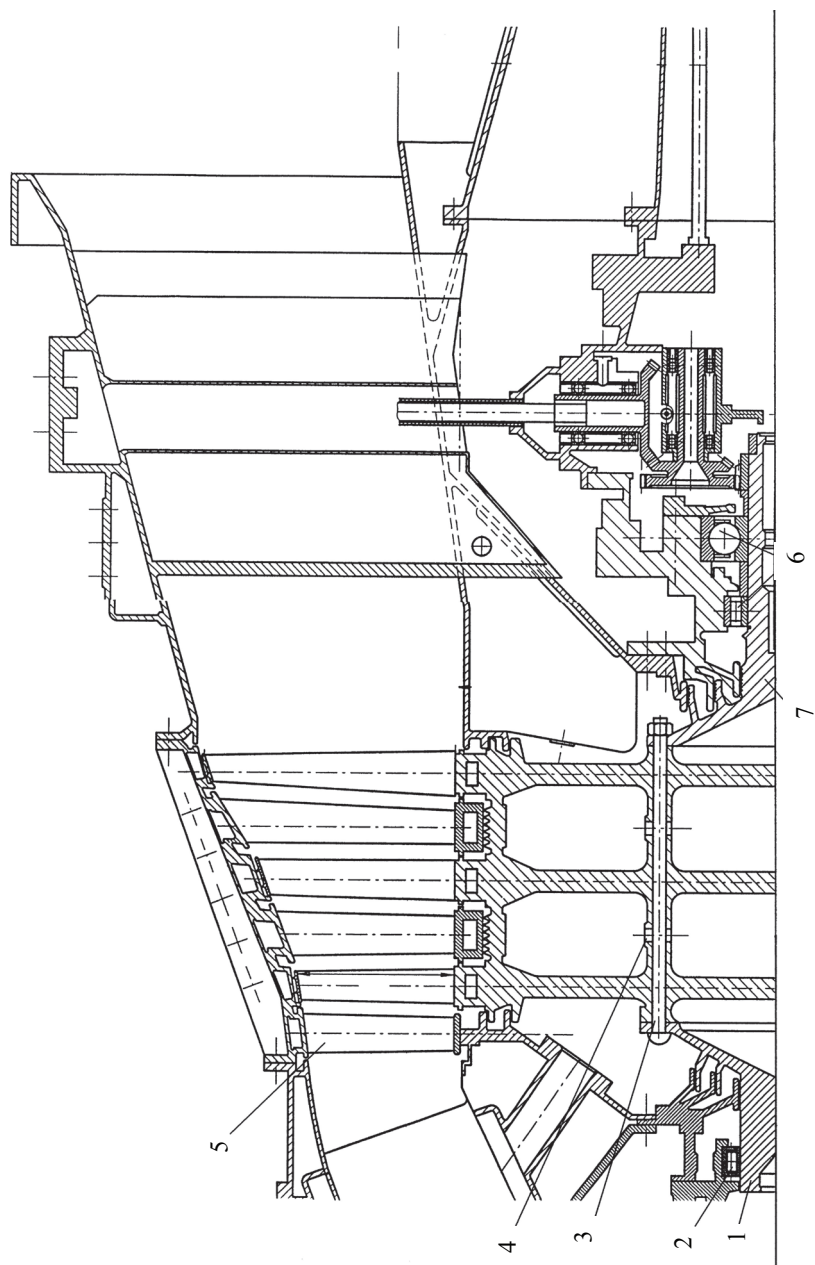


Рис. 4.17. Свободная силовая турбина ГТД АЛ-31СТ:

1 — передняя цапфа ротора СТ; 2 — передний роликоподшипник; 3 — призонный болт; 4 — хвостовое соединение;
5 — проточная часть ССТ; 6 — задние роликовый и шариковый подшипники; 7 — задняя цапфа

Передней цапфой ротор опирается на передний роликовый подшипник, задней цапфой — на задний роликовый подшипник. Осевые нагрузки от ротора передаются на шариковый подшипник. На внутренней поверхности задней цапфы имеются шлицы для передачи крутящего момента на промежуточный вал, а также замковое устройство для фиксации промежуточного вала в осевом направлении.

Рабочие лопатки в дисках закреплены замками «елочного» типа. От осевого перемещения лопатки зафиксированы контрольными пластинами. Для снижения динамических напряжений лопатки снабжены бандажными полками.

Для снижения перетечек газа на передней и задней цапфах, первом и втором дисках, бандажных полках рабочих лопаток, а также проставках между дисками ротора имеются гребешки лабиринтных уплотнений.

Корпус сопловых лопаток имеет вертикальный разъем для осмотра и ремонта проточной части СТ путем ее частичной разборки. Лопатки сопловых аппаратов крепятся консольно, отдельными лопатками в кольцевые пазы корпуса СА.

Нижние полки лопаток соплового аппарата образуют кольцевую поверхность для контакта с уплотнительными кольцами передней опоры. Нижние полки лопаток сопловых аппаратов образуют пояса лабиринтных уплотнений с проставками ротора СТ, для чего имеют сотовые вставки.

Между рядами лопаток СА в кольцевые пазы корпуса СА вставляют сотовые надроторные вставки, которые формируют лабиринтные уплотнения по периферии рабочих лопаток СТ.

В корпусе СА имеются окна для осмотра рабочих лопаток СТ с помощью эндоскопов. Окна осмотра закрыты заглушками.

Крепление корпуса СА к передней и задней опорам осуществляется фланцами с помощью болтов.

Передняя опора состоит из наружного корпуса, двух кольцевых обечасок, образующих диффузор для подвода газа от газогенератора и корпуса подшипника, связанного с наружным корпусом шестью силовыми стойками. В диффузоре силовые стойки закрыты профилированными обтекателями. Через внутренние полости обтекателей выводятся наружу масляные и воздушные коммуникации передней опоры. На наружном корпусе смонтировано два такелажных кронштейна.

Задняя опора состоит из наружного и внутреннего корпусов, связанных между собой шестью профилированными силовыми обтекателями. На наружном корпусе смонтировано два такелажных кронштейна, а также три узла крепления силовой турбины к раме. Для подсоединения газоотводного канала на наружном корпусе выполнен цилиндрический пояс. К переднему фланцу внутреннего корпуса крепится корпус подшипников. В нем установлены шариковый и роликовый подшипники.

К корпусу подшипника промежуточного вала сзади крепится крышка с цилиндрическим поясом для стыковки с газоотводным каналом.

Корпус подшипников задней опоры, центральный привод агрегатов, корпус подшипника промежуточного вала образуют внутри задней опоры масляную полость. Коммуникации масляной и воздушной систем выведены из внутреннего корпуса через силовые обтекатели.

ГЛАВА 5. КОНВЕРТИРОВАННЫЕ СУДОВЫЕ ДВИГАТЕЛИ НПО «МАШПРОЕКТ»

Судовыми газотурбинными двигателями разработки НПО «Машпроект» в классе мощностей 6, 10 и 12,5 МВт являются следующие ГТД (обозначения согласно техническим описаниям):

- ДТ71П (ГПА-6,3) мощностью 6,3 МВт с эффективным КПД 30,5 % ($\pi_k = 14,0$; $T_r = 1288$ К);
- ДР59Л (ГПУ-10 «Волна») мощностью 10 МВт с эффективным КПД = 28 % ($\pi_k = 10,3$; $T_r = 1058$ К);
- ДЖ59Л (ГПА-12,5С) мощностью 12,5 МВт с эффективным КПД = 31 % ($\pi_k = 12,7$; $T_r = 1150$ К).

Двигатель ДР59Л используется в ГПУ-10 «Волна» на компрессорных станциях магистральных газопроводов уже долгие годы (общее количество — более 270 единиц). Другие два двигателя, имеющие большую эффективность, предлагаются для использования в настоящее время и не имеют столь широкого распространения. Перечисленные двигатели являются двухкомпрессорными трехвальными со свободной силовой турбиной (турбина винта).

5.1. Двигатель ДЖ59Л

Упрощенная конструктивная схема ГТД ДЖ59Л представлена на рис. 5.1.

Семиступенчатый осевой компрессор низкого давления (рис. 5.2) включает в себя:

- входное устройство, состоящее из сварных профилированных (наружного и внутреннего) обтекателей;

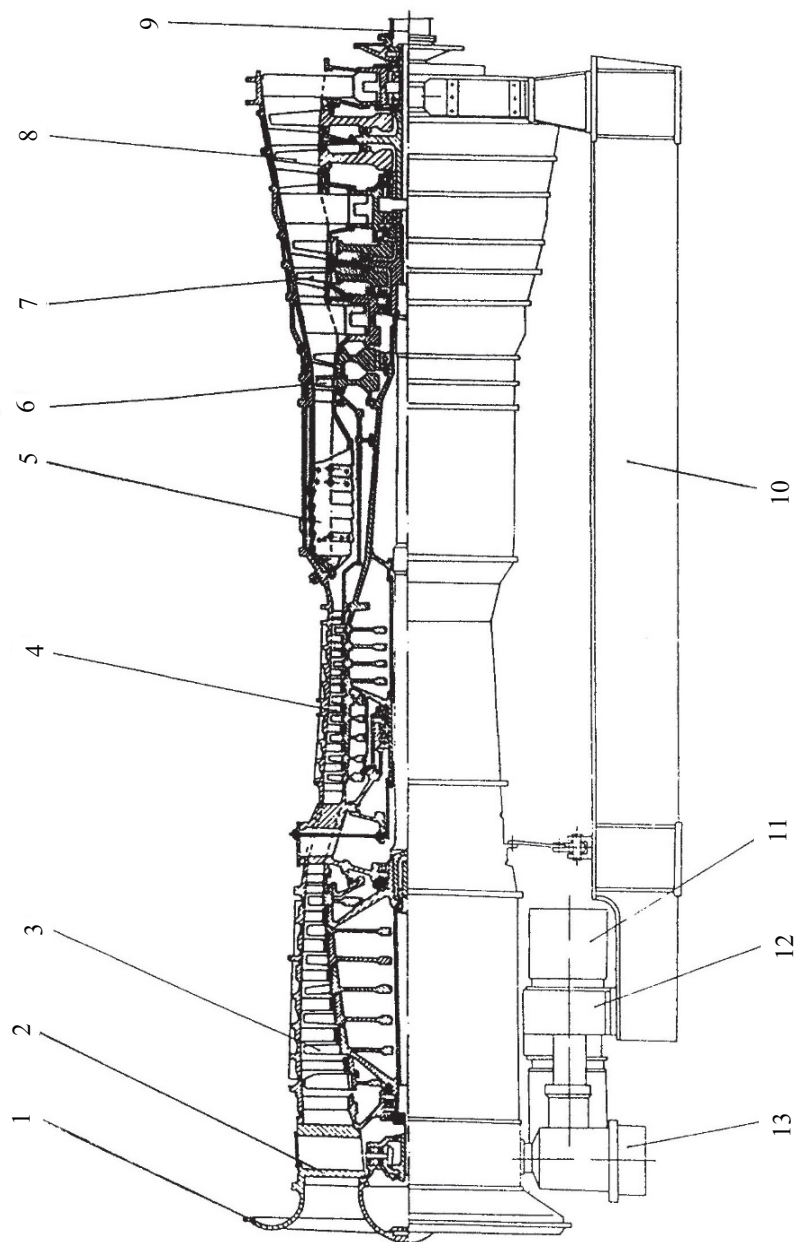


Рис. 5.1. Конструктивная схема ГТД ДЖ59Л:

1 — устройство входное; 2 — корпус передний; 3 — компрессор низкого давления; 4 — компрессор высокого давления; 5 — камера сгорания; 6 — турбина высокого давления; 7 — турбина низкого давления; 8 — турбина нагнетателя; 9 — рессора; 10 — рама двигателя; 11 — электростартеры; 12 — коробка приводов выносная; 13 — маслоагрегат

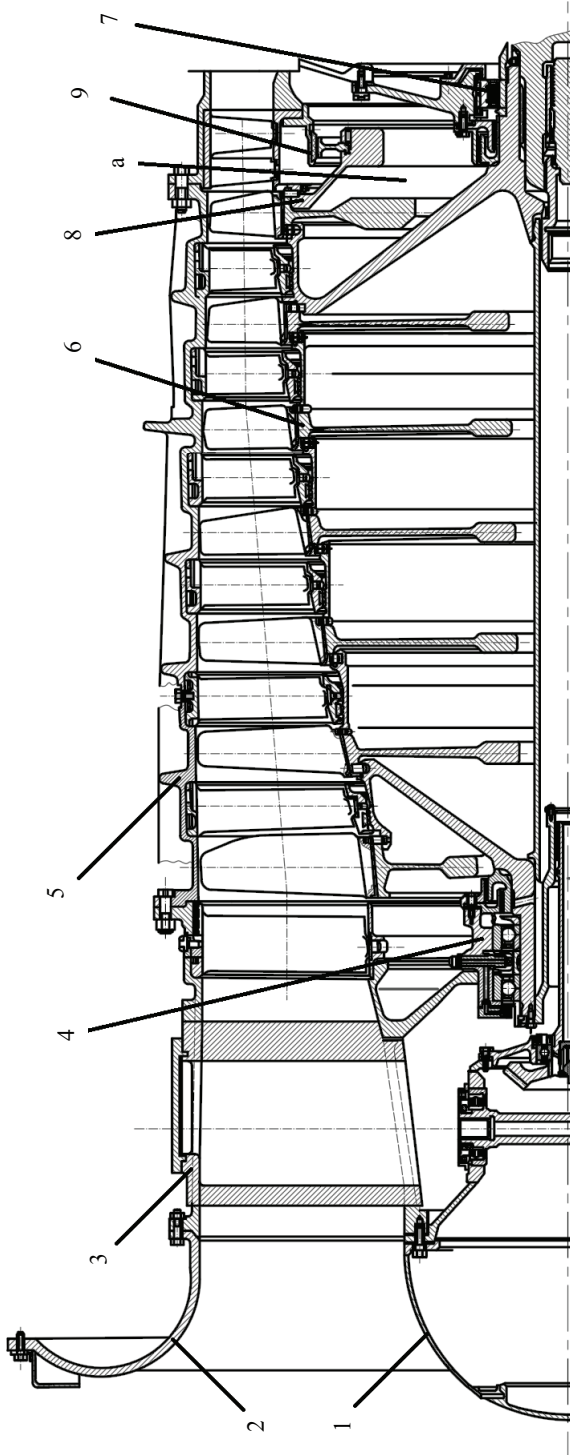


Рис. 5.2. Компрессор низкого давления ДЖ59Л:

1 — обтекатель внутренний; 2 — обтекатель наружный; 3 — корпус передний; 4 — опора передняя;
5 — корпус КНД; 6 — ротор КНД; 7 — опора задняя; 8 — сегментный диск; 9 — крышка лабиринта

- корпус передней опоры, образованный наружной и внутренней стенками, связанными между собой шестью профилированными стойками. Наружная стенка используется для крепления на ней коробок приводов, форсунок для промывки проточной части и штуцеров замера параметров потока. Внутренние полости трех стоек используются для размещения масляных коммуникаций: подвода масла к передней опоре, слива масла, суфлирования масляной полости передней опоры;
- корпус КНД (рис. 5.3), выполненный в виде полого усеченного конуса, усиленного поперечными и продольными ребрами жесткости. Корпус имеет разъем по горизонтальной плоскости. Для возможности осмотра первой и последней ступеней ротора компрессора предусмотрены смотровые окна, закрытые заглушками. Отверстия в корпусе под винты крепления направляющих аппаратов также используются для осмотра проточной части компрессора (см. рис. 5.3);
- барабанно-дисковый ротор, состоящий из семи дисков, двух цапф и рабочих лопаток с замковыми частями типа «ласточкин хвост». Для увеличения жесткости ротора диски 1-й и 7-й ступеней выполнены консольными. Диски 2–5-й ступеней имеют барабанную часть. Диски последовательно соединяются между собой и с цапфами по центрирующим поясам и закрепляются радиальными штифтами.

Передней опорой ротора КНД являются два шариковых подшипника, расположенные в переднем корпусе, которые воспринимают радиальные и осевые усилия. Задней опорой ротора КНД служит роликовый подшипник, воспринимающий радиальную нагрузку и допускающий температурные перемещения ротора в осевом направлении. Внутренняя обойма заднего подшипника КНД закреплена на задней цапфе ротора.

Для спрямления потока воздуха до осевого направления на выходе из КНД применен двухрядный спрямляющий аппарат.

Между отсеками КНД и КВД расположен переходник (рис. 5.4), служащий для плавного подвода воздуха на вход КВД. Как и передний корпус КНД, переходник является составляющей силовой схемы двигателя и состоит из наружной и внутренней стенок, соединенных шестью профилированными стойками, внутренние полости которых используются для размещения масляных коммуникаций.

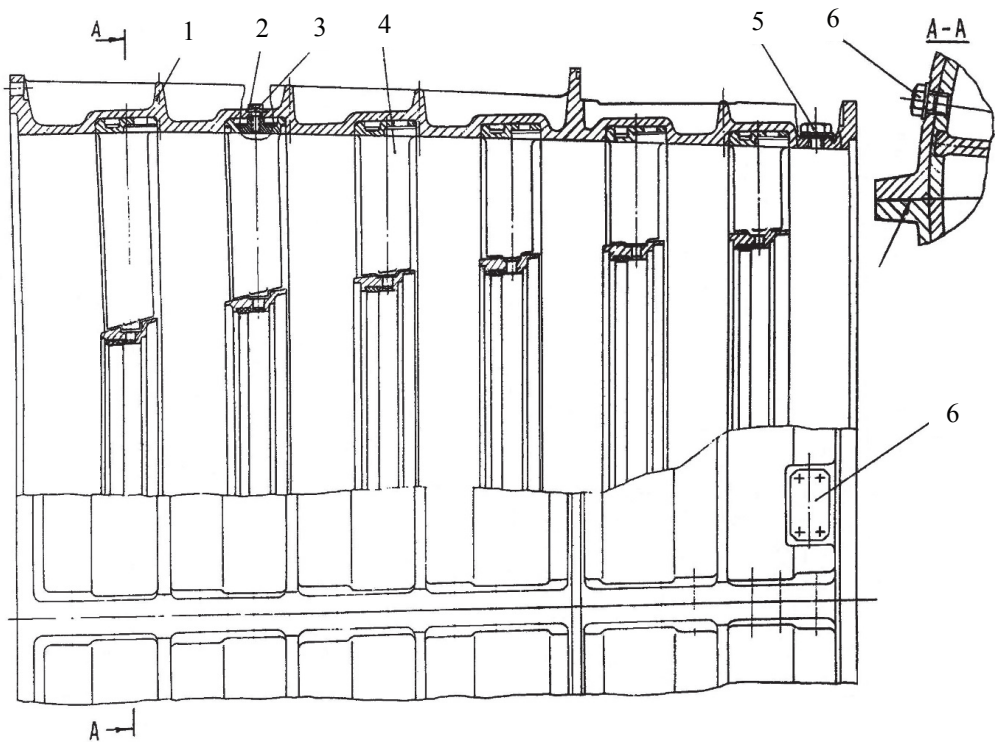


Рис. 5.3. Корпус компрессора низкого давления:

- 1 — корпус; 2 — винт; 3 — замок; 4 — спрямляющий аппарат;
5 — пробка; 6 — заглушка

Переходник присоединен задней частью к корпусу передней опоры турбокомпрессора ВД, которая включает шариковый и роликовый подшипники, закрепленные на упругой подвеске, что позволяет ослабить передачу колебаний от передней цапфы ротора ТКВД к статору. Колебания демпфируются маслом.

Корпус КВД и закрепленные в нем направляющие аппараты по конструкции аналогичны корпусу и НА КНД.

В районе спрямляющего аппарата пятой ступени КВД имеются штуцера для отбора воздуха на подпор лабиринтового уплотнения задней опоры ТКВД. В местах установки НА второй и седьмой ступеней в корпусе имеются закрытые заглушками отверстия, предназначенные для осмотра проточной части девятиступенчатого КВД.

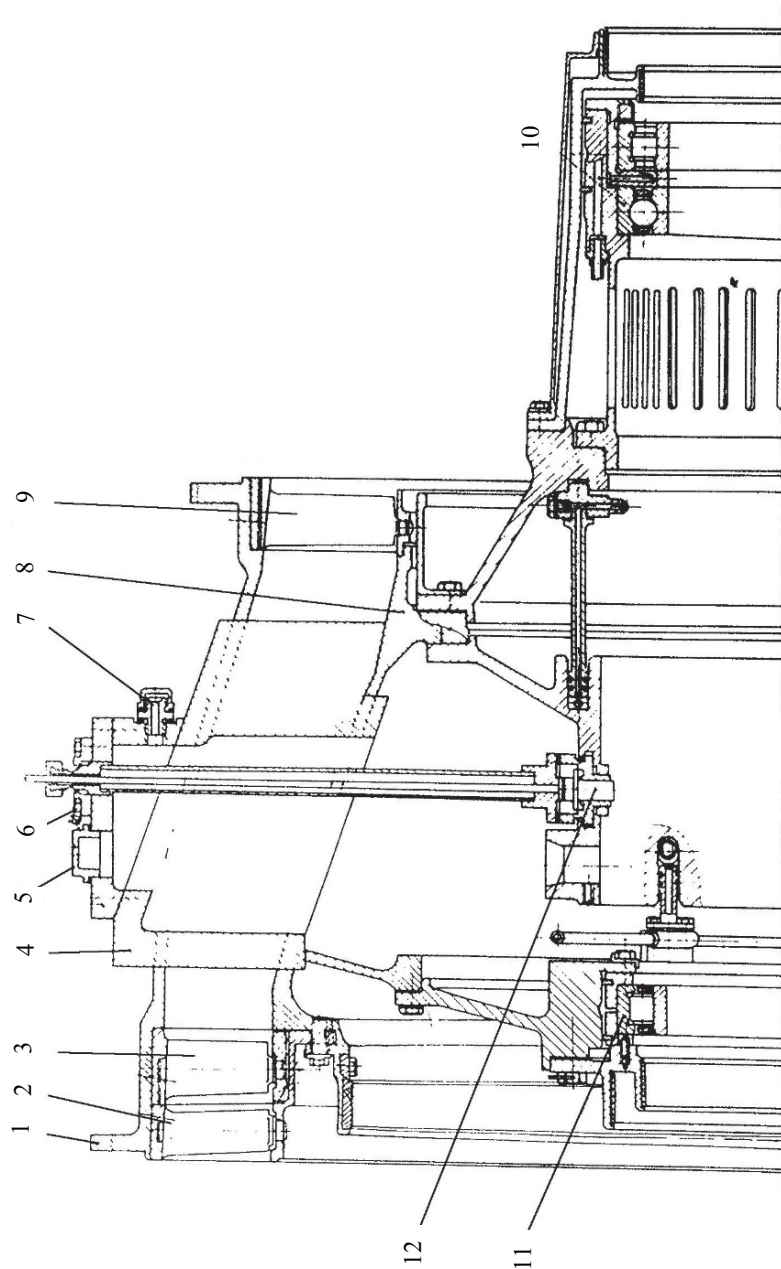


Рис. 5.4. Переходник:

1 — стенка наружная; 2 — аппарат спрямляющий; 3 — аппарат направляющий; 4 — стойка; 5 — бобышка;
6 — заглушка; 7 — штуцер замера давления; 8 — стенка внутренняя; 9 — аппарат направляющий на входе в КВД;
10 — опора передняя КВД; 11 — опора задняя КВД; 12 — датчик замера частоты вращения

Ротор компрессора высокого давления барабанно-дисковый, состоит из девяти дисков, передней и задней цапф и соединительной трубы. Диски между собой и с цапфами соединяются посредством радиальных штифтов, а соединение ротора КВД с ротором ТВД осуществляется с помощью стяжных болтов. На выходе КВД имеется диффузор (рис. 5.5, поз. 3), необходимый для снижения скорости потока воздуха перед камерой сгорания и являющийся важным силовым элементом конструкции двигателя.

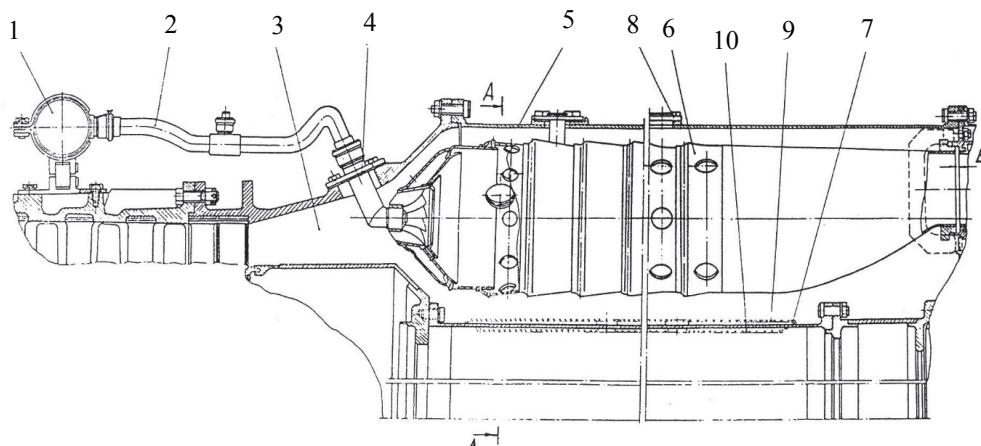


Рис. 5.5. Камера сгорания ГТД ДЖ59Л:

- 1 — коллектор газовый; 2 — труба подвода газа; 3 — диффузор; 4 — форсунка;
 5 — кожух камеры сгорания; 6 — труба жаровая; 7 — кожух вала турбины; 8 — заглушка; 9 — кожух наружный изоляционный;
 10 — кожух внутренний изоляционный

Камера сгорания по конструкции прямоточная трубчато-кольцевого типа.

Наружный кожух КС выполнен разъемным, что позволяет производить осмотр и замену жаровых труб в условиях эксплуатации без разборки всего двигателя. Два воспламенителя, служащие для розжига пламени, также крепятся на наружном кожухе. В нем имеются отверстия для осмотра жаровых труб и соплового аппарата первой ступени ТВД.

К наружному кожуху двумя фиксаторами крепятся жаровые трубы. Тепловое расширение жаровой трубы направлено в сторону соплового аппарата 1-й ступени ТВД, для организации которого между торцом жаровой трубы и СА 1-й ступени ТВД предусмотрен зазор.

Каждая жаровая труба состоит из набора конусов, изготовленных из жаростойкого материала и соединенных между собой аргонно-дуговой сваркой. Подача воздуха в жаровые трубы осуществляется через завихрители и отверстия в конусах. Часть воздуха, поступающего в жаровую трубу через отверстия, расходуется на пленочное охлаждение их внутренней поверхности. Для защиты металла конусов от межкристаллитной газовой коррозии внутренняя и наружная поверхности покрыты жаростойкой эмалью.

Турбины высокого и низкого давления двухступенчатые (рис. 5.6, 5.7), что позволяет иметь небольшие степени расширения продуктов сгорания и теплоперепады, срабатываемые в ступенях.

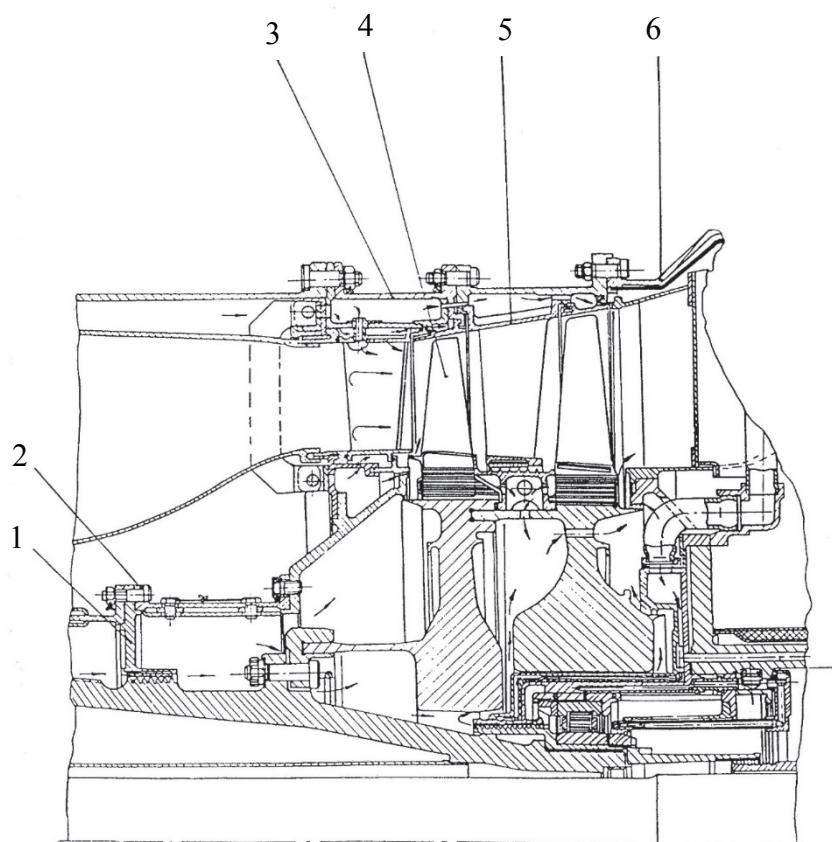


Рис. 5.6. ТВД ДЖ59Л:

1 — крышка; 2 — проставка; 3 — аппарат сопловой 1-й ступени; 4 — ротор ТВД;
5 — аппарат сопловой 2-й ступени; 6 — опорный венец ТВД

На рис. 5.6 показаны направления движения охлаждающего воздуха. Как видно, СА первой ступени ТВД и корпуса сопловых аппаратов первой и второй ступеней охлаждаемые. Охлаждающий воздух подается в полость дефлектора сопловой лопатки и через отверстие в его входной кромке выходит во внутреннюю полость лопатки; растекаясь по межреберным каналам, охлаждает лопатку и выходит через щели в выходной кромке в проточную часть. В качестве охлаждающего воздуха выступает вторичный воздух, отбираемый из КС.

Сопловой аппарат второй ступени имеет сотовые вставки, которые в сочетании с гребешками на проставках ротора, образуют лабиринтовое уплотнение, препятствующее перетеканию газа.

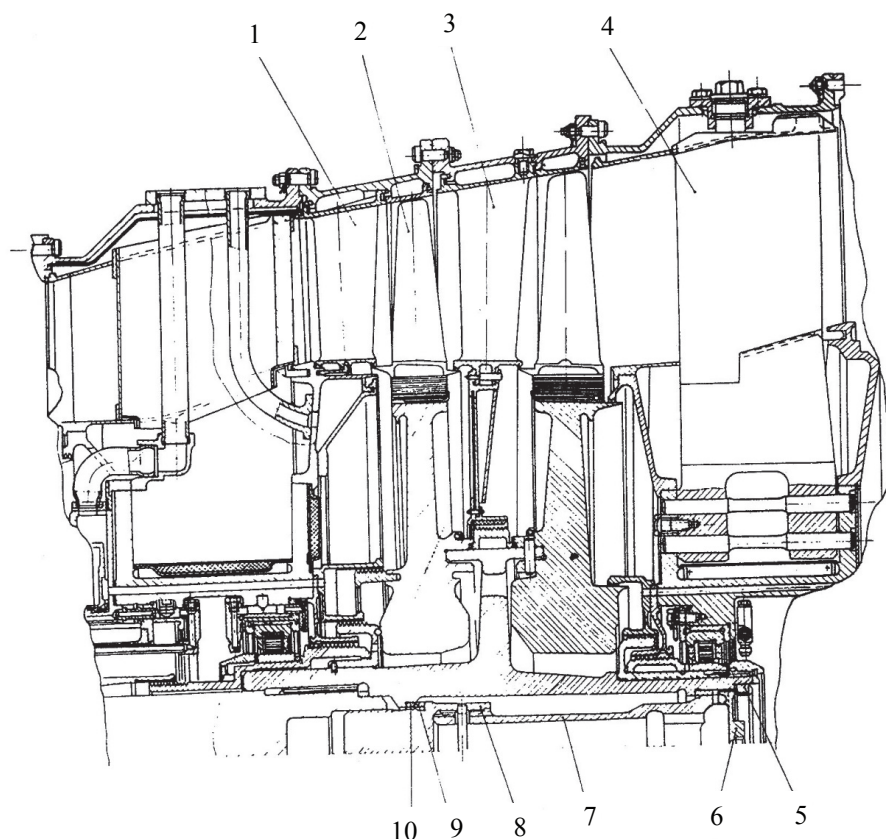


Рис. 5.7. ТНД ДЖ59Л:

1 — аппарат сопловой 3-й ступени; 2 — ротор ТНД; 3 — аппарат сопловой 4-й ступени; 4 — венец опорный ТНД; 5 — гайка; 6 — заглушка; 7 — втулка шлицевая; 8 — стяжка; 9, 10 — кольцо

Для организации теплового расширения сопловых аппаратов ТВД конструкция предусматривает наличие соответствующих зазоров.

Рабочие лопатки первой ступени ТВД охлаждаемые (рис. 5.6). На торцах ножек лопаток спереди имеется отверстие для подвода охлаждающего воздуха во внутренние каналы. На полках лопаток первой ступени — два кольцевых выступа, которые в сочетании с пазами соплового аппарата 1-й ступени образуют уплотнения, препятствующие перетеканию газа в полость между диском 1-й ступени и экраном.

За второй ступенью ТВД расположен опорный венец ТВД, образованный корпусом подшипников и десятью стойками, которые соединяются при помощи упругих элементов для компенсации тепловых расширений стоек. Опорный венец предназначен для размещения задней опоры ротора ТКВД и передней опоры ротора ТНД.

По окружности опорного венца ТВД имеется три обтекателя, по внутренним полостям которых осуществляется подвод и отвод масла и воздуха. Конструктивные особенности турбины низкого давления видны из рис. 3.6 (см. с. 32).

Передача крутящего момента от ротора ТНД к ротору КНД осуществляется посредством шлицевого соединения. В свою очередь диски и вал ротора ТНД соединены радиальными штифтами (рис. 5.7). Конструкция и назначение опорного венца ТНД аналогичны опорному венцу ТВД.

Свободная силовая турбина — двухступенчатая (рис. 5.8).

Передней опорой ротора ССТ служит роликовый подшипник, размещенный в корпусе подшипников опорного венца ТНД; задней — роликовый и шариковый подшипники.

На задний конец вала ССТ установлена эластичная муфта, допускающая небольшую несоосность валов ССТ и ЦН, а также температурные удлинения валов.

5.2. Двигатели ДТ71П

Двигатель ДТ71П трехвальный со свободной силовой турбиной. Конструктивная схема представлена на рис. 5.9.

Большинство узлов двигателя ДТ71П аналогичны по конструкции узлам двигателя ДЖ59Л, поэтому отметим только некоторые особенности.

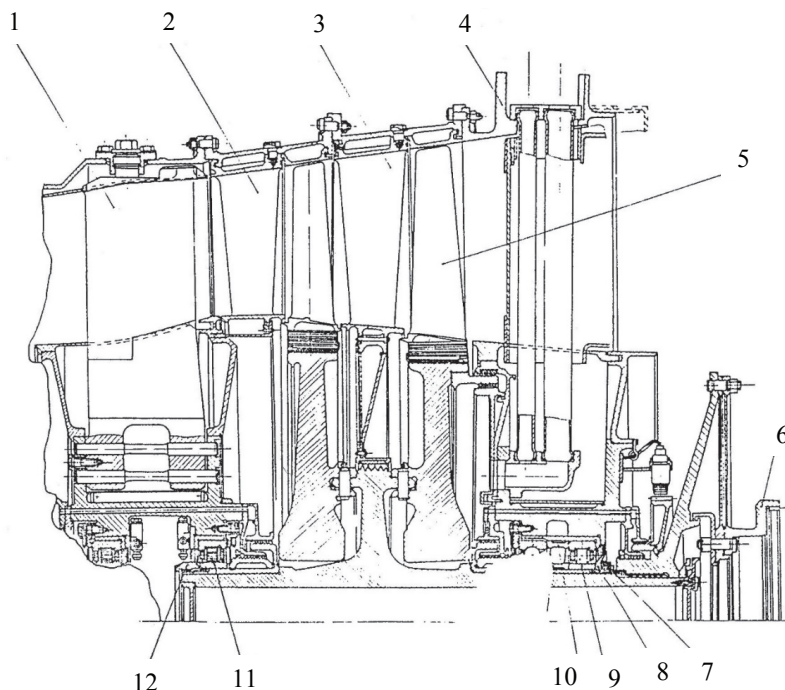


Рис. 5.8. ССТ двигателя ДЖ59Л:

1 — венец опорный ТНД; 2 — аппарат сопловой 5-й ступени; 3 — аппарат сопловой 6-й ступени; 4 — венец опорный ТН; 5 — ротор турбины; 6 — муфта эластичная; 7 — гайка; 8 — кольцо маслоотражательное; 9 — подшипник роликовый; 10 — кольцо распорное; 11 — подшипник роликовый; 12 — гайка

Входной направляющий аппарат КНД регулируемый, с механизмом поворота, осуществляющим изменение угла установки лопаток в зависимости от давления воздуха за КВД. Механизм поворота лопаток состоит из пневмоцилиндра, подвижного кольца и рычагов. Управление пневмоцилиндром осуществляется воздухом, подводимым из-за последней ступени КВД (от -15 до $+10^\circ$).

Так же как у двигателя ДЖ59Л, камера сгорания трубчато-кольцевая, но противоточная. В задней части камеры сгорания расположен клапан перепуска воздуха, который предназначен для стравливания воздуха из КС в атмосферу при срабатывании датчика ограничения частоты вращения ротора ССТ.

Конструкцию турбин высокого и низкого давления и ССТ можно видеть на рис. 5.10. ТВД и ТНД одноступенчатые. Сопловые лопатки турбин ВД и НД, охлаждаемые с внутренним дефлектором и выпуском воздуха через щели в выходной кромке.

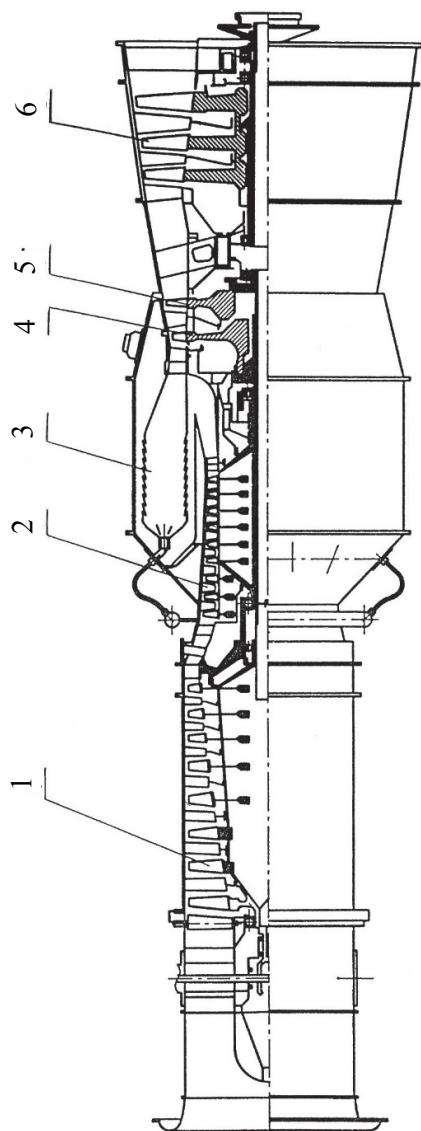


Рис. 5.9. Конструктивная схема ГТД ДТ71П:

1 — компрессор низкого давления; 2 — компрессор высокого давления; 3 — камера сгорания;
4 — турбина высокого давления; 5 — турбина низкого давления; 6 — турбина нагнетателя

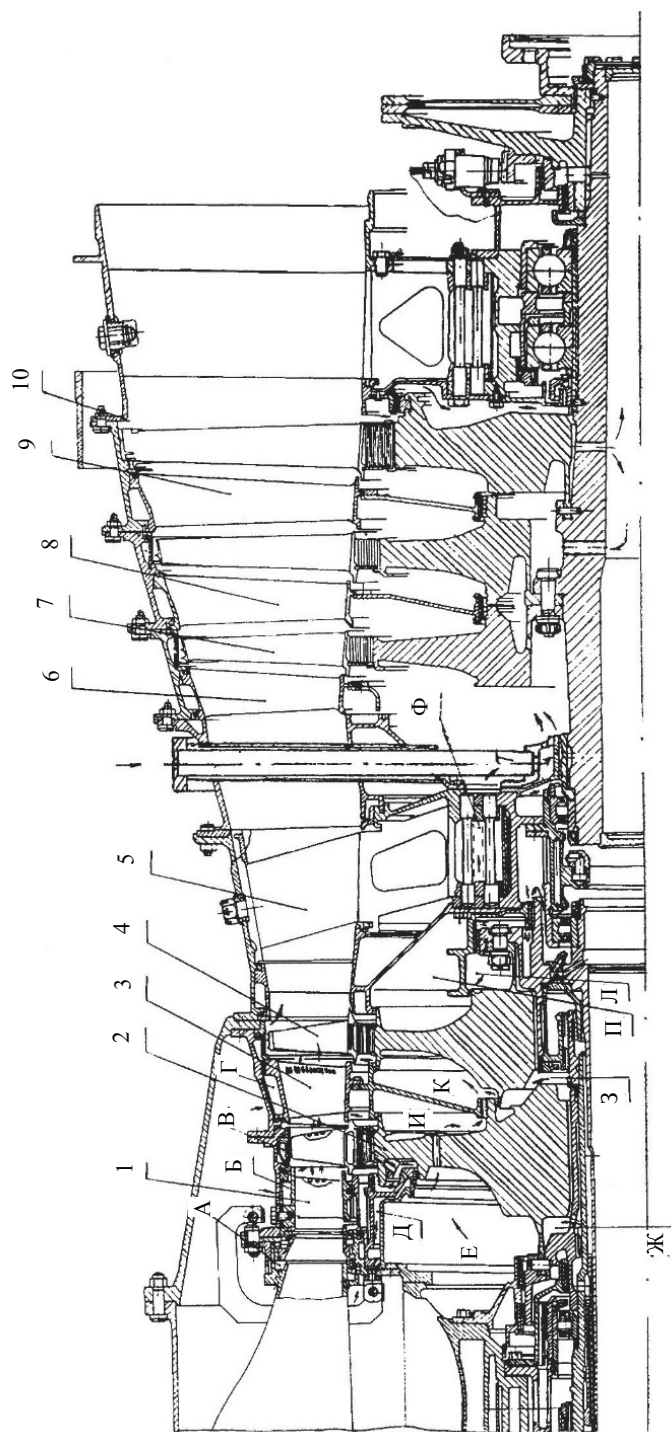


Рис. 5.10. Турбины двигателя ДТ71П (ТВД, ТНД и ССТ):

А, Б, В, Г, Д, Е, Ж, З, И, К, Л, П, Т, Ф — полости воздушные; 1, 3, 6, 8, 9 — аппарат сопловой;
2 — цапфа-диск ТВД; 4 — ротор ТНД; 5 — венец опорный ТНД; 7 — ротор ТВ; 10 — венец опорный ТВ

Для обеспечения меньшего радиального зазора над рабочими лопатками обеих турбин имеются сотовые вставки. Рабочие лопатки ТВД, охлаждающиеся с выпуском воздуха в выходную кромку. Охлаждение сопловых лопаток турбин осуществляется воздухом после компрессора.

Охлаждение дисков турбин, как и подпор масляных полостей опор, — воздухом, поступающим из-за четвертой ступени КВД из внутренней полости ротора КВД.

Свободная силовая турбина трехступенчатая с отбором мощности через эластичную муфту. Сопловые лопатки ступеней ССТ набраны в пакеты. Над рабочими лопатками первых двух ступеней имеются сотовые вставки.

5.3. Особенности конструкции двигателей ДГ90 и ДН80

В качестве типичных представителей судовых газотурбинных двигателей мощностью 16 и 25 МВт [13], доработанных для использования при транспорте природного газа, рассмотрим характерные черты двигателей ДГ90, созданного в 80-е годы истекшего столетия, и ГТД ДН80, разработанного на десятилетие позже. Основные характеристики даны в табл. 5.1.

Упрощенный продольный разрез двигателя ДГ90 представлен на рис. 5.11. ГТД состоит из компрессоров низкого и высокого давления, трубчато-кольцевой камеры сгорания и турбины, включающей отсеки ТВД, ТНД и ССТ (свободная силовая турбина, или турбина нагнетателя).

Таблица 5.1

Основные технические характеристики этих ГТД

Показатели	ДГ90	ДН80
Номинальная мощность при нормальных условиях, МВт	16,7	26,5
Расход газа на срезе выхлопного патрубка, кг/с	70–75	86–91
Степень повышения давления в компрессоре	19,5	21,8
Температура газа перед/за турбиной, °С	1070/430	1227/475
Номинальная частота вращения ССТ, об/мин	5300	3600
Эффективный КПД в условиях КС, %	34	35

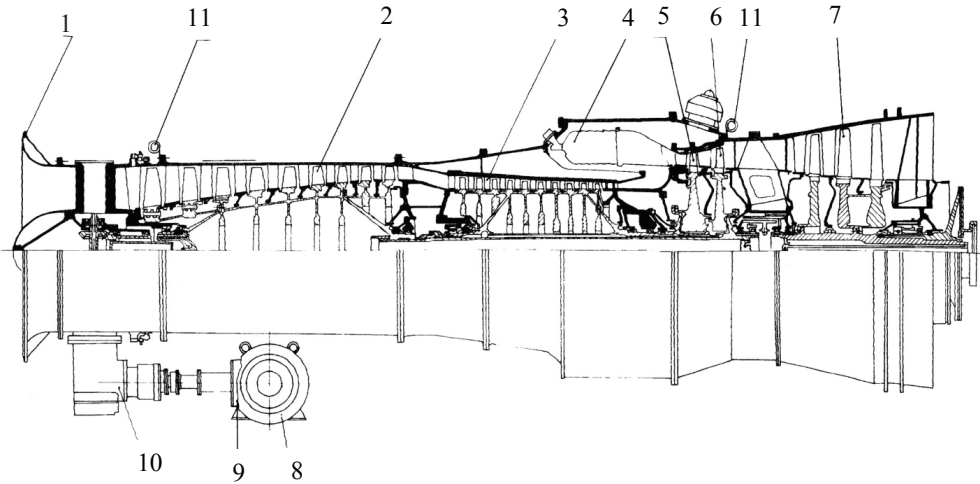


Рис. 5.11. Схематический продольный разрез ГТД ДГ90:

- 1 — устройство входное; 2 — компрессор низкого давления;
 3 — компрессор высокого давления; 4 — камера сгорания; 5 — турбина
 высокого давления; 6 — турбина низкого давления; 7 — турбина винта;
 8 — электростартер; 9 — коробка приводов нижняя; 10 — коробка
 приводов выносная; 11 — вибропреобразователь

Рассмотрим подробнее конструкцию турбогруппы ДГ90. Входное устройство его КНД (рис. 5.11) имеет наружный и внутренний обтекатели. Входной направляющий аппарат ДГ90 выполнен с поворотными лопатками. Поворотный (регулируемый) ВНА предназначен для обеспечения устойчивой работы КНД в широком диапазоне режимов и при запуске двигателя. Поворот лопаток производится в зависимости от давления воздуха за КНД. Общий угол поворота составляет 25° (от -10° до $+15^\circ$), имеется шкала для контроля. Поворот осуществляется с помощью давления воздуха за КВД и пневмоцилиндра, где имеется силовой поршень большего диаметра и управляющий меньшего. При давлении около 0,9 МПа (9 кгс/см²) — ВНА начинают открываться, а при давлении около 1,5 МПа (15 кгс/см²) лопатки полностью открыты и силовой поршень становится на упор. Воздух, работающий в пневмоцилиндрах, проходит через блок очистки и охлаждения. Образующаяся при охлаждении влага дренируется.

В КНД ДН80 регулируемые являются лопатки ВНА и спрямляющие аппараты первой и второй ступеней.

На входе в КНД имеется шесть профилированных стоек. В одной из стоек расположен привод, осуществляющий при запуске передачу крутящего момента от электростартера к ротору КНД.

Корпус КНД имеет горизонтальный разъем (рис. 5.12). Вложенный ротор может быть зафиксирован с помощью резьбовых отверстий в корпусе. Ротор КНД имеет переднюю и заднюю цапфы, к которым прикреплена барабанная часть двух первых и двух последних ступеней, и неразъемную барабанную часть с третьей по седьмую ступень.

В некоторых модификациях описываемых двигателей рабочие лопасти двух первых ступеней в целях гашения вибрации имели шарнирные хвостовики, которые затем были заменены на зубчатые.

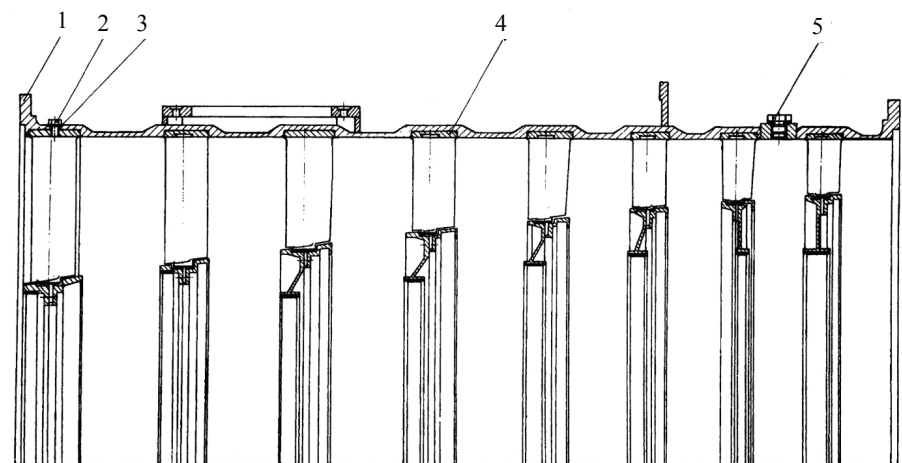


Рис. 5.12. Корпус компрессора низкого давления ДГ90:

1 — корпус; 2 — винт; 3 — прокладка; 4 — аппарат спрямляющий; 5 — заглушка

Спрямляющие аппараты крепятся к корпусу винтами, а коническая конструкция внутренней части придает половинам необходимую жесткость при небольших перепадах давления в ступенях КНД. Ротор компрессора низкого давления для ГТД ДН80 представлен на рис. 5.13. Он может быть разделен на три части, из которых две образованы с помощью электронно-лучевой сварки.

Компрессор высокого давления десятиступенчатый в ДГ90 и девятиступенчатый в ДН80; корпус его имеет внутреннюю и наружную стенки, соединенные конической частью (рис. 5.14). Спрямляющие аппараты КВД заводятся в корпус достаточной жесткости, а конструкция их ясна из рис. 5.15. В неразъемной части ротора диски с барабанной частью соединены с помощью электронно-лучевой сварки.

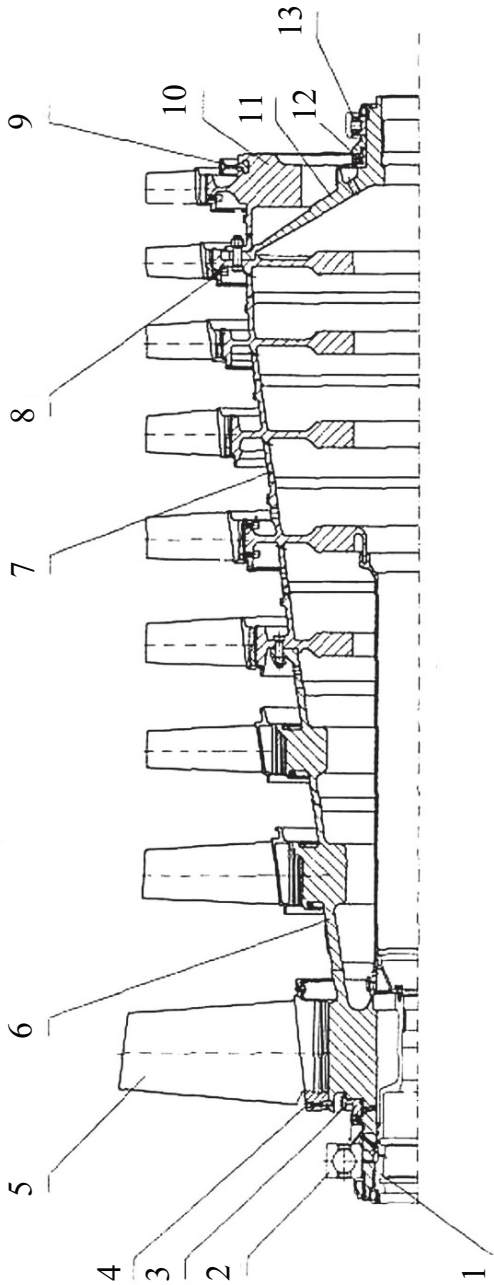


Рис. 5.13. Ротор компрессора низкого давления ГТД ДН80:

1 — втулка шлицевая; 2, 13 — подшипник; 3, 12 — втулка; 4 — стопор; 5 — лопатка; 6 — барабан 0-й-2-й ступеней;
7 — барабан 3-7-й ступени; 8 — грузик; 9 — сегмент; 10 — диск восьмой ступени; 11 — цапфа задняя

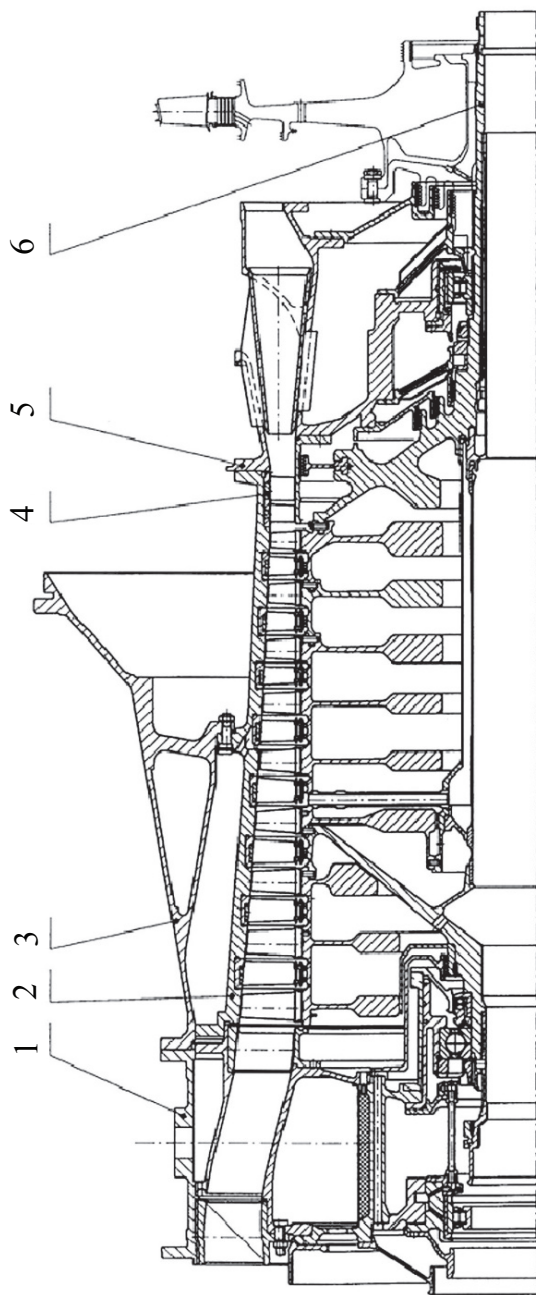


Рис. 5.14. Компрессор высокого давления ДН80:

1 — переходник; 2 — корпус КВД; 3 — корпус КВД; 4 — аппарат спрямляющий на выходе из КВД;
5 — корпус задний; 6 — ротор ТКВД

Ротор КВД конструктивно объединен с ротором ТВД (рис. 5.16), имеет барабанно-дисковую конструкцию. Некоторые диски соединены с помощью радиальных штифтов, удерживаемых заведенными в пазы хвостовиками рабочих лопаток.

Неотъемлемым элементом турбогруппы являются клапаны перепуска воздуха за КВД, расположенные на корпусе в зоне ТВД.

Снаружи стенка каждой жаровой трубы охлаждается воздухом, циркулирующим в пространстве между трубами. Внутреннее охлаждение стенок жаровой трубы пленочное.

Для повышения срока службы жаровых труб они изнутри и снаружи покрыты жаростойкой эмалью.

Воспламенители расположены в двух местах по окружности между парой труб. Распространение горения на все жаровые трубы осуществляется через пламеперекидные патрубки.

На рис. 5.17 представлен разрез по камере сгорания двигателя ДН80, спроектированной на более высокую температуру на выходе. Некоторые особенности ее устройства можно уяснить из подрисовочной подписи.

Приведенное ниже краткое описание турбин НД и ВД относится к двигателю ДГ90.

На рис. 5.18 представлен продольный разрез двигателя ГТД ДГ90, имеющей одноступенчатые ТВД и ТНД и трехступенчатую турбину нагнетателя. Рабочее колесо ТВД расположено консольно, и ротор КВД-ТВД является двухопорным. Ротор КНД-ТНД имеет три опоры. Возможна установка промежуточного подшипника качения между КНД и КВД.

Сопловые лопатки ТВД попарно сварены по верхней и нижней полкам, имеют вставные дефлекторы и дополнительное охлаждение. Выпуск воздуха — в выходную кромку лопаток.

Ротор ТВД одноступенчатый с охлаждаемыми рабочими лопатками, выполненными заодно с наружными полками-бандажами. Под нижней полкой в углублениях установлены демпферы.

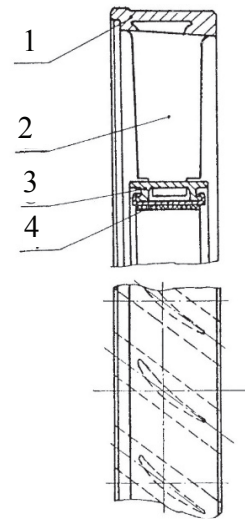


Рис. 5.15. Спрямяющий аппарат ступеней КВД:

- 1 — кольцо наружное;
- 2 — лопатка спрямяющая;
- 3 — кольцо внутреннее;
- 4 — секторы уплотнительные

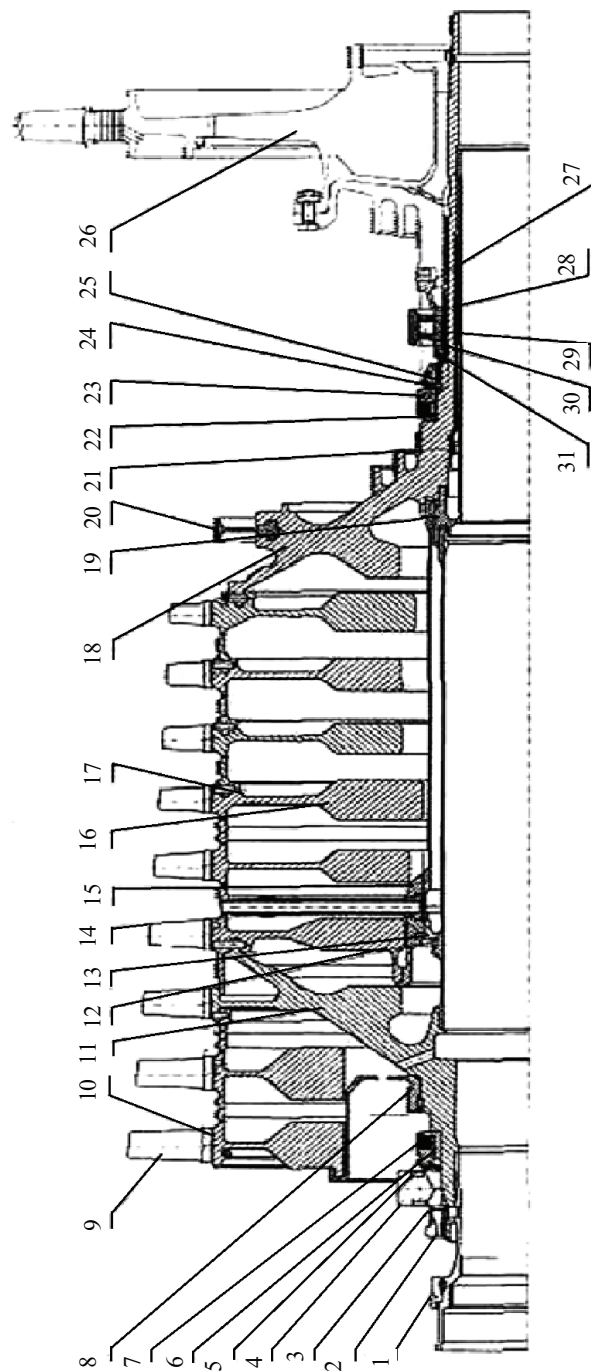


Рис. 5.16. Ротор компрессора высокого давления:

- 1 — шестерня-индуктор; 2, 25 — гайка; 3, 10, 24 — замок; 4 — подшипник передней опоры КВД; 5, 21, 27 — втулка; 6, 22 — втулка-ограничитель; 7 — кольцо графитовое; 8 — экран; 9 — лопатка; 9 — цапфа передняя; 12, 15 — труба; 13 — экран; 14 — трубка; 16 — диск; 17 — штифт; 18 — цапфа задняя; 19 — труба-экран; 20 — лабиринт разгрузочной полости КВД секторный; 23, 28 — кольцо; 26 — ротор ТВД; 29 — подшипник задней опоры КВД; 30 — кольцо распорное; 31 — втулка тонкостенная

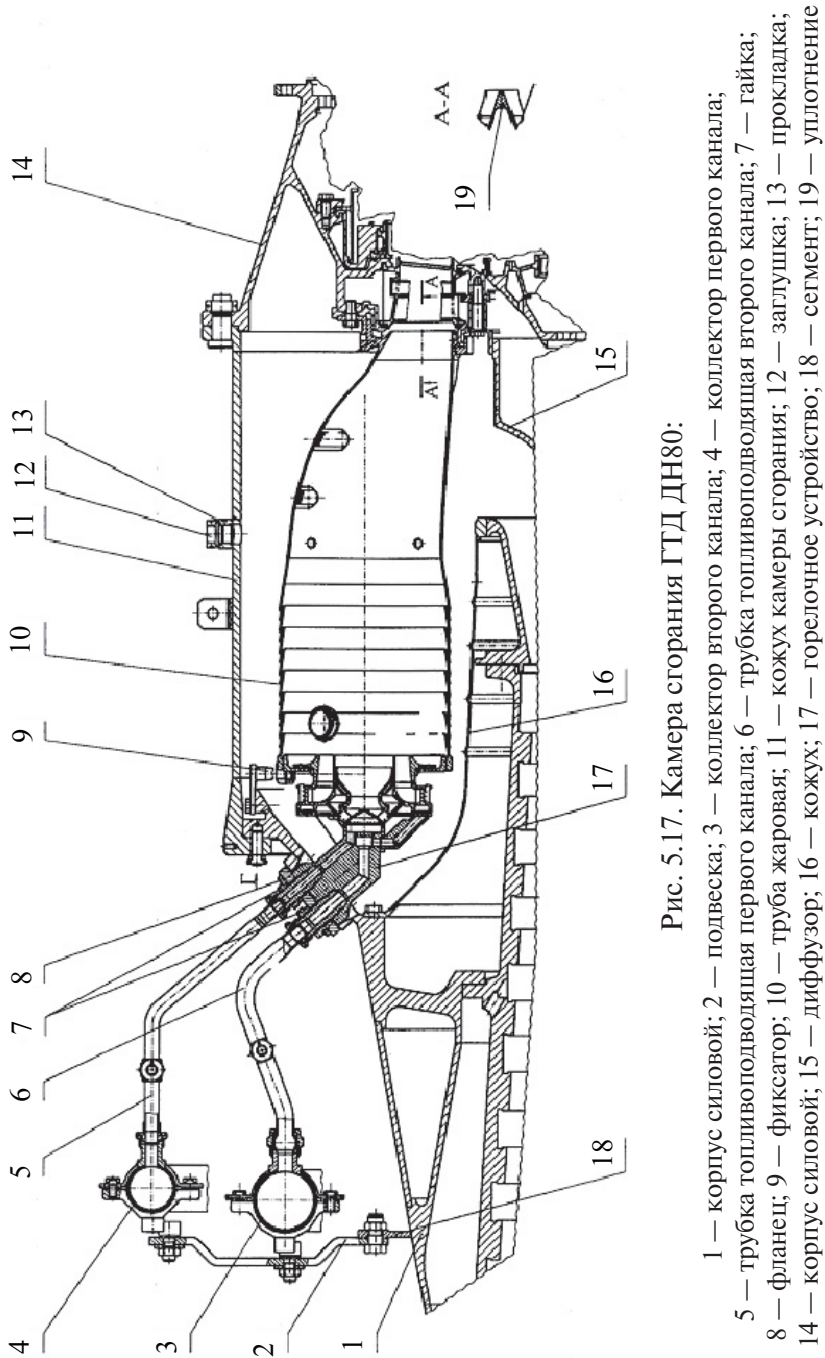


Рис. 5.17. Камера сгорания ГТД ДН80:

- 1 — корпус силовой; 2 — подвеска; 3 — коллектор второго канала; 4 — коллектор первого канала; 5 — трубка топливоподводящая первого канала; 6 — трубка топливоподводящая второго канала; 7 — гайка; 8 — фланец; 9 — фиксатор; 10 — труба жаровая; 11 — кожух камеры сгорания; 12 — заглушка; 13 — прокладка; 14 — корпус силовой; 15 — диффузор; 16 — кожух; 17 — горелочное устройство; 18 — уплотнение; 19 — уплотнение

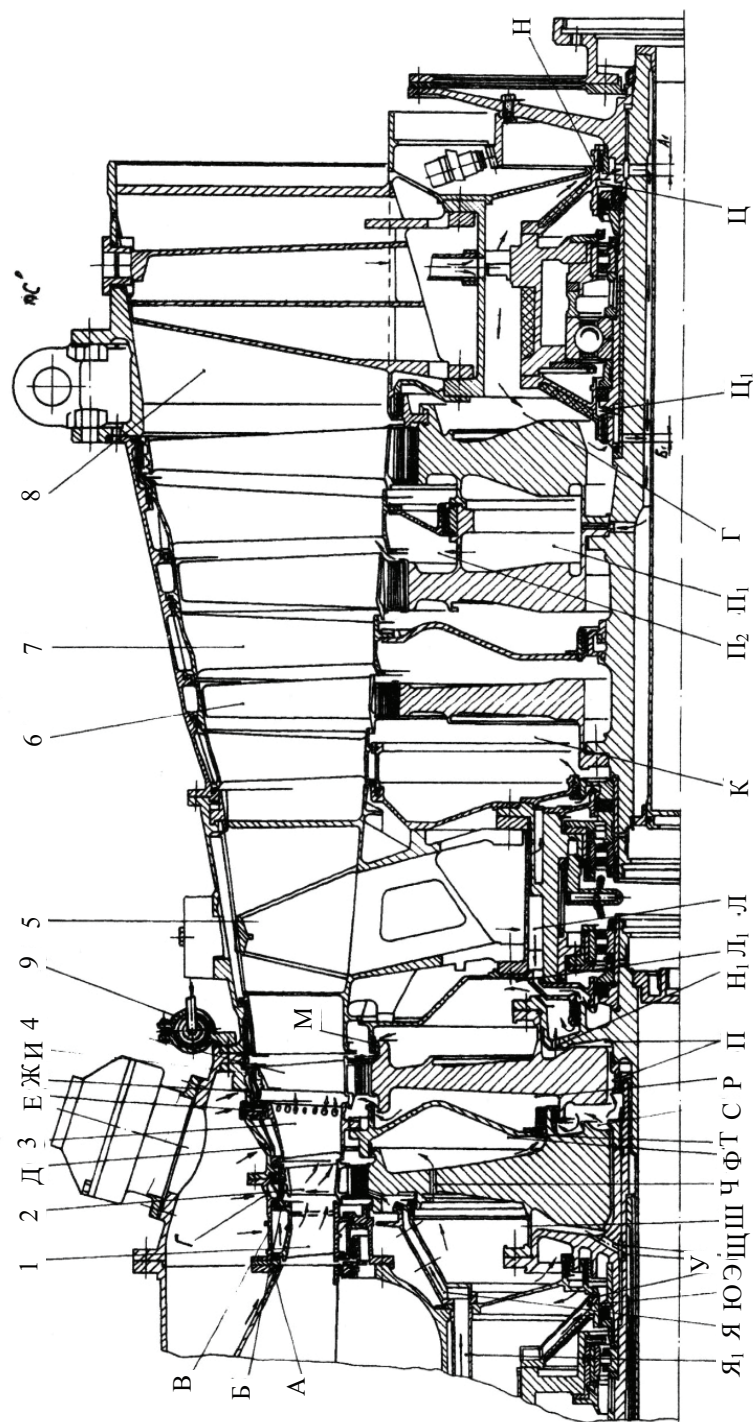


Рис. 5.18. Продольный разрез турбины ДГ90:

1 — аппарат сопловой ТВД; 2 — ротор ТВД; 3 — аппарат сопловой ТНД; 4 — ротор ТНД; 5 — венец опорный ТНД; 6 — ротор ТВ; 7 — аппарат сопловой ТН; 8 — венец опорный ТН; 9 — кронштейн крепления вибродатчиков

Сопловой аппарат ТНД прикреплен к кольцевой диафрагме. Сопловые лопатки объединены в пакеты по три штуки, имеют дефлекторы с выпуском охлаждающего воздуха на внутреннюю поверхность у выходной кромки.

Ротор ТНД одноступенчатый. Неохлаждаемые рабочие лопатки обандажены и имеют сотовые уплотнения. Полый вал ТНД через роликовый подшипник опирается на демпферную опору. Турбина низкого давления имеет опорный венец, в котором размещена демпферная опора для подшипников ТНД и СТ.

Основной элемент камеры сгорания — жаровые трубы, имеющие свои корпуса. Число жаровых труб для агрегатов разной мощности. В зону горения воздух поступает через завихрители, в центре которых находятся форсунки (горелки).

Турбина винта трехступенчатая, нумерация ступеней: третья, четвертая, пятая. Имеет съемное рабочее колесо первой ступени, диафрагму второй ступени; съемные сопловые аппараты ступеней 3–5 объединены в пакеты. В связи с большими размерами подверженных перепаду давления рабочих колес в корневом сечении этих ступеней должна быть обеспечена близкая к нулю степень реактивности.

Рабочие лопатки третьей и четвертой ступеней необандажены, последней ступени обандажены, примыкающая поверхность статора имеет сотовое уплотнение.

Передача крутящего момента от дисков ступеней 3–5 осуществляется с помощью призонных болтов.

Важным элементом диафрагм ступеней 4 и 5 является лабиринтовое уплотнение.

Наличие трех ступеней в СТ позволяет иметь небольшие степени расширения в каждой ступени и получить умеренное меридиональное раскрытие проточной части с достаточно простыми лопатками, для которых не обязательно пространственное проектирование.

Упорный подшипник турбины винта — шарикового типа только в ДГ90.

На рис. 5.19 представлен разрез по узлам ТВД и ТНД двигателя ДН80. Особенности конструкции этих турбин можно уяснить из подрисуночной подписи.

Поскольку ГТД ДН80 делится на два модуля: модуль газогенератора и модуль силовой турбины, — отметим более подробно отличия второго от конструкции СТ ДГ90.

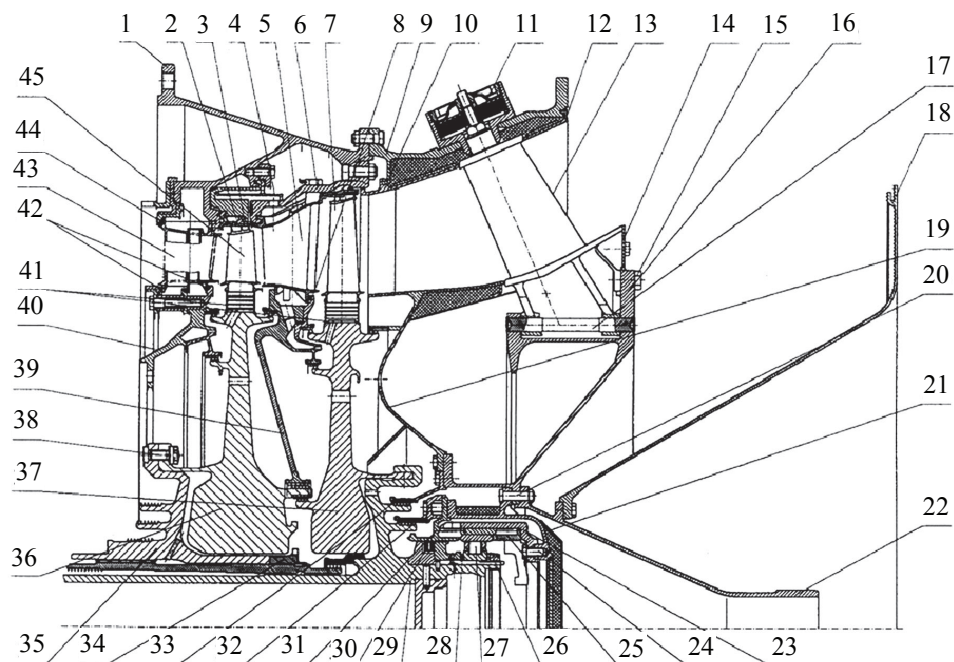


Рис. 5.19. Турбина высокого давления и турбина низкого давления:

- 1 — корпус силовой; 2 — вставка сотовая; 3, 8 — кольцо; 4 — экран распределительный; 5 — блок лопаток ТНД; 6 — корпус СА ТНД; 7 — лопатка рабочая ТНД; 9 — корпус опорного венца ТНД; 10, 12 — кожух наружный; 11 — компенсатор; 13 — стойка; 14 — экран; 15, 20, 24, 38 — болт; 16 — корпус опоры; 17 — палец; 18 — стенка; 19 — стенка-кожух; 21 — корпус подшипника; 22 — конус; 23 — корпус; 25 — коллектор подвода масла; 26, 34 — гайка; 27 — подшипник роликовый; 28 — кольцо регулировочное; 29 — вал ТНД; 30 — кольцо уплотнительное; 31, 32, 33 — крышка уплотнительная; 35 — цапфа ТВД; 36 — диск ТВД; 37 — диск ТНД; 39 — диафрагма; 40 — аппарат направляющий; 41 — сегмент; 42, 44 — уплотнение сойферитовое; 43 — лопатка сопловая ТВД; 45 — лопатка рабочая ТВД

Особенности конструкции четырехступенчатой силовой турбины двигателя ДН80 на рабочую частоту вращения приводимого ЦН 3600 об/мин видны на рис. 5.20. Оригинальной конструкции ротор с четырьмя рабочими колесами, размещенными попарно на его консольной части, расположен на двух подшипниках качения и в связи с большой величиной осевого усилия имеет упорный подшипник скольжения. Из двух роликовых подшипников один расположен внутри расточки рабочих колес. Каждое рабочее колесо передает мощность 6...8 тыс. кВт.

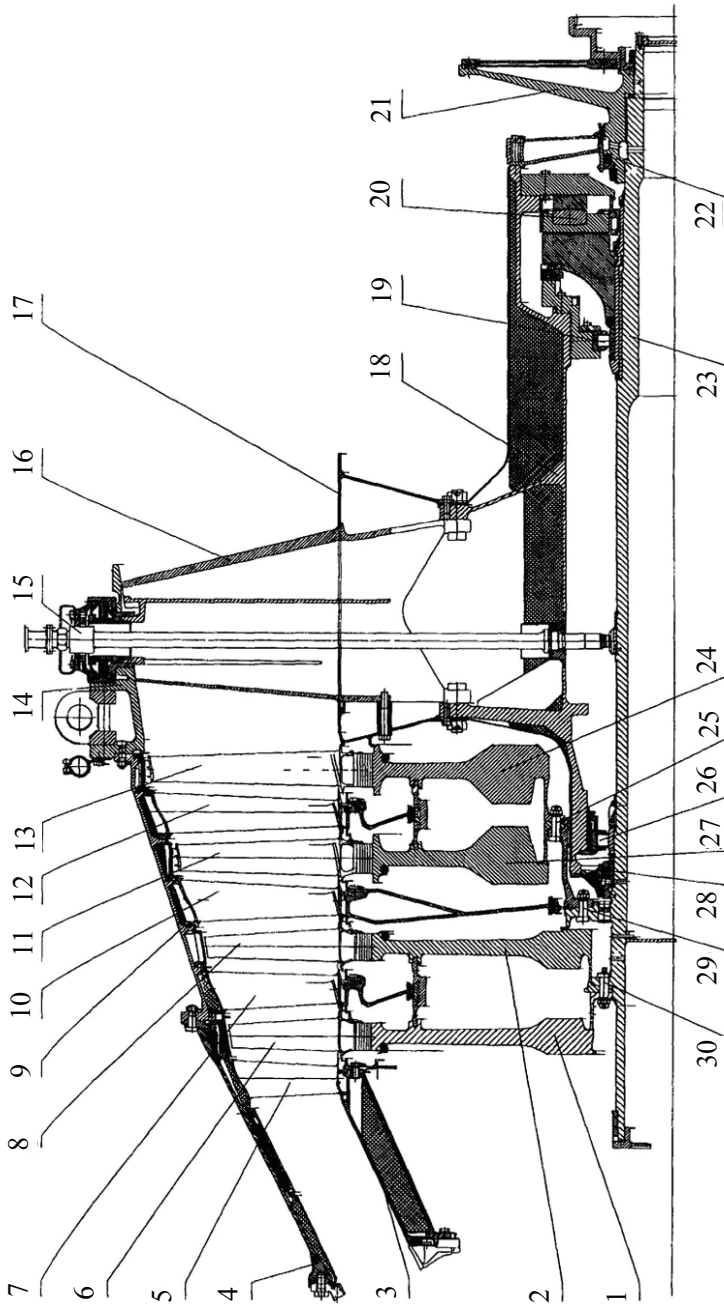


Рис. 5.20. Турбина силовая ДН80:

1, 2, 24, 27 — диск; 3, 17 — корпус аппарата сопловой; 5, 7, 10, 12 — аппарат сопловой;
6, 8, 11, 13 — лопатка рабочая; 14 — корпус опорного венца; 15 — датчик; 16 — стойка-обтекатель; 18 — корпус
подшипников; 19, 26 — подшипник роликовый; 20 — подшипник скольжения упорный; 21 — муфта;
22, 28 — кольцо уплотнительное; 23 — вал; 25, 29, 30 — болт

Сопловые аппараты второй и четвертой ступеней имеют небольшие термоэластичные диафрагмы. Рабочие лопатки третьей и четвертой ступеней обандажены. В целом уделено большое внимание снижению массы ротора сравнительно небыстроходной силовой турбины.

5.4. Применение судовых ГТД в качестве энергетических установок малой и средней мощности

Для развития труднодоступных северных районов, где есть потребность в электроэнергии и водные коммуникации, удобно использовать плавучие электростанции (ПЭС), оборудованные газотурбинной энергетической установкой. Двигателем для такой установки может выступать ГТД судового типа [2], преимуществом которого является приспособленность к водной среде. Например, на распространенной ПЭС типа «Северное сияние» использованы такие ГТД, как ДО14 мощностью 10 МВт, работающие на дизельном топливе. Электрогенератор присоединен к газотурбинному двигателю посредством гибкого вала. Для того чтобы снизить частоту вращения вала СТ и соответственно исключить необходимость в промежуточной понижающей передаче, силовая турбина принята трехступенчатой вместо двухступенчатой, как у базового судового двигателя. ГТУ ПЭС оборудуются котлами-утилизаторами, что повышает тепловую эффективность установки до 42...45 % и позволяет обеспечивать тепловой энергией как саму электростанцию, так и близлежащие жилые объекты.

Эффективная работа ПЭС обуславливается наличием большого числа вспомогательных агрегатов и систем, таких как система обогрева акватории вокруг корпуса судна (станции) для предотвращения его вмерзания в лед; вспомогательные котлы, служащие для обеспечения теплом общесудовых нужд при неработающих котлах-утилизаторах; дизель-генераторы, которые питают электроэнергией помещения станции при неработающих ГТД, и многие другие.

Хотя использование ПЭС предполагает возможное ее перемещение, в действительности судно рекомендуется устанавливать постоянно, поскольку под нее на берегу монтируются линии электропередач и трансформаторные подстанции. Кроме того, после длительной

эксплуатации ПЭС на одном месте корпус судна изнашивается и перемещение такой станции небезопасно.

Как отмечалось ранее, большинство ПЭС используют дизельное топливо, что требует его специальной доставки. В связи с этим перспективным направлением развития энергетических ПЭС является перевод их на природный газ или продукты нефтяного топлива, добываемого на месте эксплуатации без необходимости его сложной очистки и переработки. Всего было изготовлено шесть плавучих электростанций.

В районах, где нет возможности разместить электростанцию стационарно, и вдали от речных артерий целесообразно использование передвижных блочно-транспортабельных газотурбинных электростанций (БТГТЭ), составной частью которых также может выступать ГТД судового типа. БТГТЭ состоят из легко монтируемых транспортабельных блоков, которые могут быть доставлены на место эксплуатации на железнодорожной платформе, на трейлерах либо другим видом транспорта, включая вертолеты.

По сравнению с ПЭС блочно-транспортабельные ГТЭ имеют ряд преимуществ:

- значительно более низкую стоимость;
- отсутствие необходимости в судовом корпусе и помещениях для персонала;
- возможность смены места установки с минимальными затратами времени и средств на монтаж-демонтаж.

Существующие БТГТЭ-4 мощностью 4 МВт и БТГТЭ-12 мощностью 12 МВт имеют в своем составе конвертированный ГТД судового типа, который может использовать в качестве топлива как дизтопливо и керосин, так и природный газ. Время запуска таких установок с выходом на номинальную мощность может составлять около 10 мин, а ресурс до капитального ремонта — до 20 тыс. ч.

Из близких к судовым двигателям разработок можно отметить передвижную автономную газотурбинную электростанцию ПГТЭС-1500 мощностью 1,5 МВт, спроектированную и изготовленную в ОАО «Пролетарский завод» (г. Санкт-Петербург) на базе одновального серийного судового газотурбогенератора ГТГ-1500—2, общая наработка которого на кораблях составила уже более 6 млн ч.

ПГТЭС-1500 предназначена для применения на компрессорных станциях газопроводов, газовых и нефтяных промыслах, в трудных

климатических условиях северных районов и включает два контейнерных блока: силовой и управления. На базе нескольких блоков возможно формирование электростанции большей мощности с единым блоком управления. Поскольку силовой блок можно смонтировать совместно с котлом-утилизатором, то на номинальных параметрах экономичность установки может достигать 60 % (по данным производителя). Гарантированный срок службы до капитального ремонта составляет 50 тыс. ч.

Турбокомпрессор двигателя включает в себя 13-ступенчатый осевой компрессор, трехступенчатую осевую турбину и выносную противоточную камеру сгорания. Ротор турбокомпрессора передает вращение главной зубчатой передаче редуктора посредством торсиона. Продольный разрез турбокомпрессора с камерой сгорания показан на рис. 5.21.

Кроме блочно-транспортных электростанций, перевозимых безрельсовым транспортом, судовыми ГТД мощностью от четырех до двенадцати мегаватт, было укомплектовано более десяти энергопоездов, используемых в России и Казахстане.

К концу 90-х годов истекшего столетия на территории СНГ судовыми ГТД было оснащено более 20 электростанций суммарной мощностью более 1000 МВт.

Полный перечень энергетических установок с утилизацией тепла уходящих газов с приводом судового типа разработки НПО «Машпроект», выпускаемых в конце 90-х годов, приведен в табл. 5.2.

Из сравнительно новых электростанций, укомплектованных турбогенераторами с газотурбинным приводом судового типа, можно упомянуть следующие [2]:

- Карабулакская ГТЭС (Ингушетия) с двигателями ДЖ59 мощностью 16,3 МВт, на которой установлены четыре энергетических установки с водогрейными котлами-утилизаторами;
- Салехардская ГРЭС (ЯНАО), на которой установлено два двигателя мощностью 12 МВт типа ДЦ59Л;
- ГТЭС в г. Костюковичи (Белоруссия), где два двигателя типа ДБ90 работают в энерготехнологическом цикле.

Интересен опыт надстройки четырьмя двигателями ДН80 двух паротурбинных блоков мощностью 150 МВт на Березовской ГРЭС (Белоруссия). Здесь важен опыт использования существующих котлов ПК-38 ($p_n = 13,8$ МПа, $t_n = 570$ °С).

Разрабатывается ряд проектов применения ГТД судового типа в бинарных парогазовых установках небольшой и средней мощности.

В целом использование судовых ГТД в энергетических установках следует оценить как весьма эффективное.

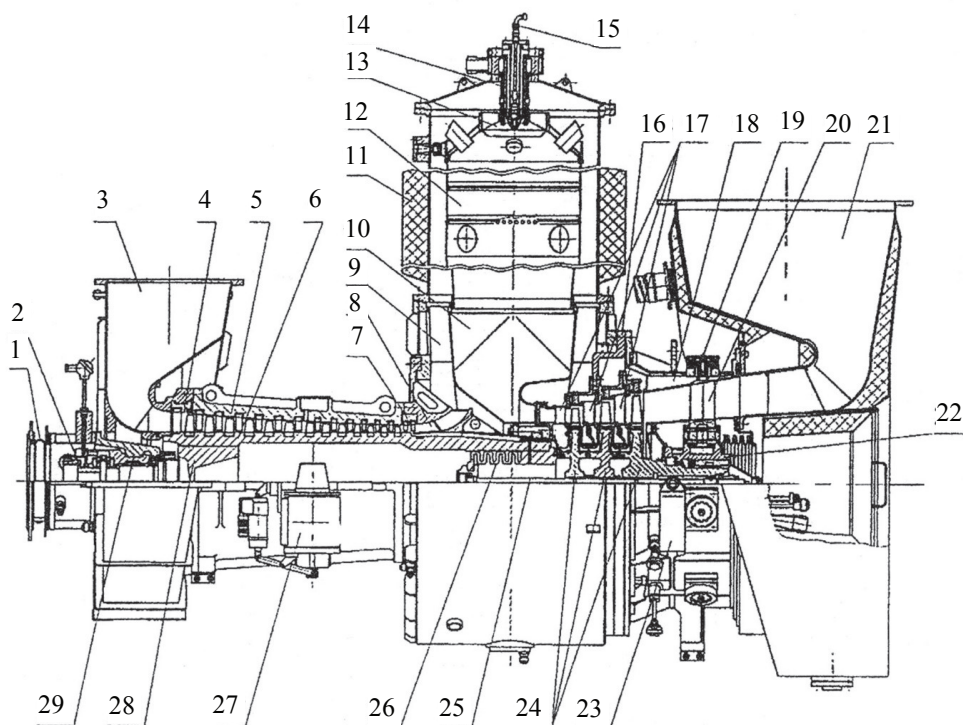


Рис. 5.21. Одновальный ГТД АО «Пролетарский завод»:

- 1 — компенсатор; 2 — втулка торсиона; 3 — всасывающий патрубок;
- 4 — входная ступень компрессора; 5 — статор компрессора; 6 — ротор компрессора;
- 7 — спрямляющий аппарат; 8 — диффузор компрессора;
- 9 — напорный патрубок; 10 — газосборник; 11 — корпус камеры сгорания;
- 12 — жаровая труба; 13 — завихритель; 14 — горелка; 15 — воспламенитель;
- 16 — диафрагма; 17 — статоры турбины; 18 — опора турбинная;
- 19 — демпфирующее устройство; 20 — стойка; 21 — выхлопной патрубок;
- 22 — подшипник турбины; 23 — опора; 24 — диски турбины;
- 25 — стяжной болт; 26 — втулка-компенсатор; 27 — антипомпажный клапан;
- 28 — левый вал; 29 — подшипник компрессора

Таблица 5.2

Газотурбогенераторы с утилизацией тепла уходящих газов и выработкой пара для теплофикации или подачи пара в камеру сгорания ГТД

Параметры ГТГ	Тип ГТГ									
	ГТГ-2,5	ГТГ-6	ГТГ-15	ГТГ-16	ГТГ-25	ГТГ-25 С (STIG)				
Электрическая мощность ГТГ, МВт	2,5	6,0	15,4	16,0	25,0	25,0				
Газотурбинный двигатель	ГТД 2500	ГТД 6000	ГТД 16000	ГТД 15000	ГТД 25000	ГТД 15000				
КПД ГТД, % (электрический)	26,0	30,1	29,5	32,8	34,8	41,8				
Температура газа перед ТВД, °С	950	1000	863	1076	1227	1060				
Расход газа на выходе из ГТД, кг/с	15,2	30,4	97,8	70	85	73,4				
Температура газа на выходе из ГТД, °С	442	414	365	423	497	451				
Тип теплоутилизующего контура	ТП	ТП	ТП	ТП	ТП	СП	ТПКД	ТП	ТПВ	СП
Температура газа, °С: за камерой дожигания на выходе из котла	— 165	— 158	— 168	— 154	— 146	— 136	550 136	— 146	— 121	600 136
Расход пара, т/ч	6,9	10,6	26,0	24,9	39,1	31,5	36,9	39,1	36,8	50,3
Температура пара, °С	209	356	325	423	401	381	433	401	406	450
Давление пара, кг/см ²	9	16	16	16	16	22	16	16	16	16
Температура конденсата, °С	70	70	60	60	60	30	60	60	60	60
Отбор горячей воды, °С	—	—	—	30	—	—	—	—	30	—

Окончание табл. 5.2

Параметры ГТГ	Тип ГТГ									
	ГТГ-2,5	ГТГ-6	ГТГ-15		ГТГ-16		ГТГ-25		ГТГ-25 С (STIG)	
Температура горячей воды, °С	—	—	—	203	—	203	—	203	—	217
Тепловая мощность отбираемого пара, МВт	4,9	8,43	20,6	19,7	43,2	20,3	19,0	31,5	32,6	43,5
Тепловая мощность отбираемой воды, МВт	—	—	—	5,12	—	—	5,12	—	5,12	—
Тепловой КПД установки, %	78,6	74,6	68,3	76,5	80,2	76,9	85,1	83,0	81,7	86,5
										41,0
										49,7

Примечание. ТП — теплоутилизирующий контур (ТУК) теплофикационный паровой; СП — ТУК с подачей пара в камеру сгорания ГТ; ТПВ — ТУК теплофикационный пароводяной; СПТВ — ТУК с подачей пара в камеру сгорания; ТПКД — ТУК теплофикационный пароводяной с камерой дожигания.

5.5. Масляная система судовых ГТД разработки НПО «МАШПРОЕКТ»

Масляная система судовых ГТД включает систему смазки двигателя, предназначенную для смазывания и охлаждения трущихся деталей и подшипников, и масляную систему автоматического управления, обеспечивающую рабочим маслом заданного давления систему регулирования двигателя на всех режимах работы.

Схема масляной системы смазки судовых ГТД мало отличается от типовой схемы смазки ГТУ стационарного типа, но имеет свои особенности и отличия. К ним следует отнести использование подшипников качения (а не скольжения) и многосекционных шестеренчатых насосов (вместо центробежных).

На рис. 5.22 показана система смазки двигателя ДТ71П мощностью 6,3 МВт разработки НПО «Машпроект». Аналогично, с незначительными изменениями, выполняются маслосистемы смазки других двигателей судового типа украинского научно-производственного объединения.

Предложенная к рассмотрению и характерная для судовых ГТД система смазки — циркуляционная под давлением с принудительной откачкой отработавшего масла.

Подача масла в двигатель и откачка отработавшего масла обеспечиваются маслоагрегатом, представляющим собой многосекционный шестеренчатый насос, обычно состоящий из одного или нескольких нагнетающих и смонтированных в одном корпусе откачивающих насосов. На входе во все смазываемые узлы устанавливаются защитные фильтры, служащие для тонкой очистки масла.

В двигателе ДТ71П масляные фильтры выполнены двухблочными (с использованием двух одинаковых фильтрующих блоков) с пробковым краном (рис. 5.23).

Работа фильтра заключается в следующем: масло из нагнетающей магистрали через входное окно цилиндрического пробкового крана поступает сначала в корпус магнитного фильтрующего элемента, а затем направляется в бумажный фильтрующий элемент для окончательной фильтрации, откуда через выходное окно пробкового крана направляется на смазку узла.

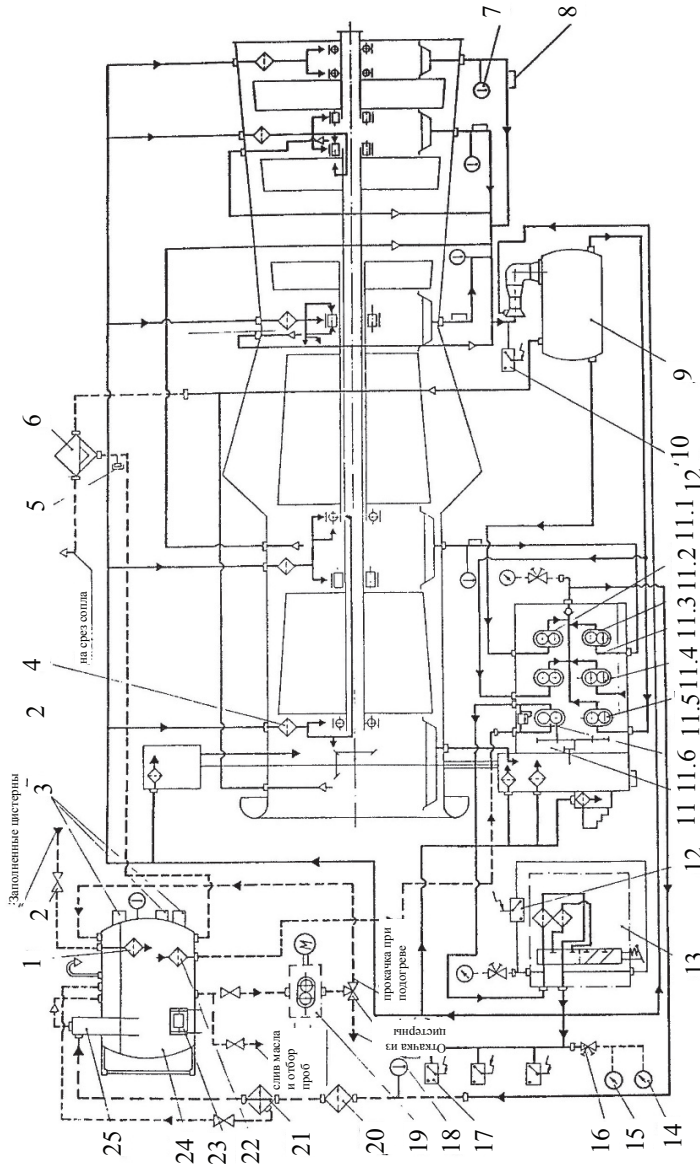


Рис. 5.22. Схема смазки двигателя ДТ7П.

1 — фильтр; 2 — клапан запорный; 3 — реле уровня масла; 4 — фильтр; 5 — штуцер с заглушкой; 6 — маслоотделитель статический; 7 — термопреобразователь; 8 — сигнализатор стружки магнитный; 9 — маслобак-суфлер; 10 — сигнализатор давления; 11 — масло-агрегат; 11.1–11.5 — насос откачивающий; 11.6 — насос нагнетающий; 12 — датчик-реле разности давлений; 13 — фильтр; 14 — замер давления; 15 — замер давления местный; 16 — клапан запорный; 17 — сигнализатор давления; 18 — кран трехходовой; 19 — электро-насос; 20 — маслоохладитель; 22 — сетка приемная; 23 — подогреватель; 24 — цистерна циркуляционная; 25 — воздухоотделитель статический

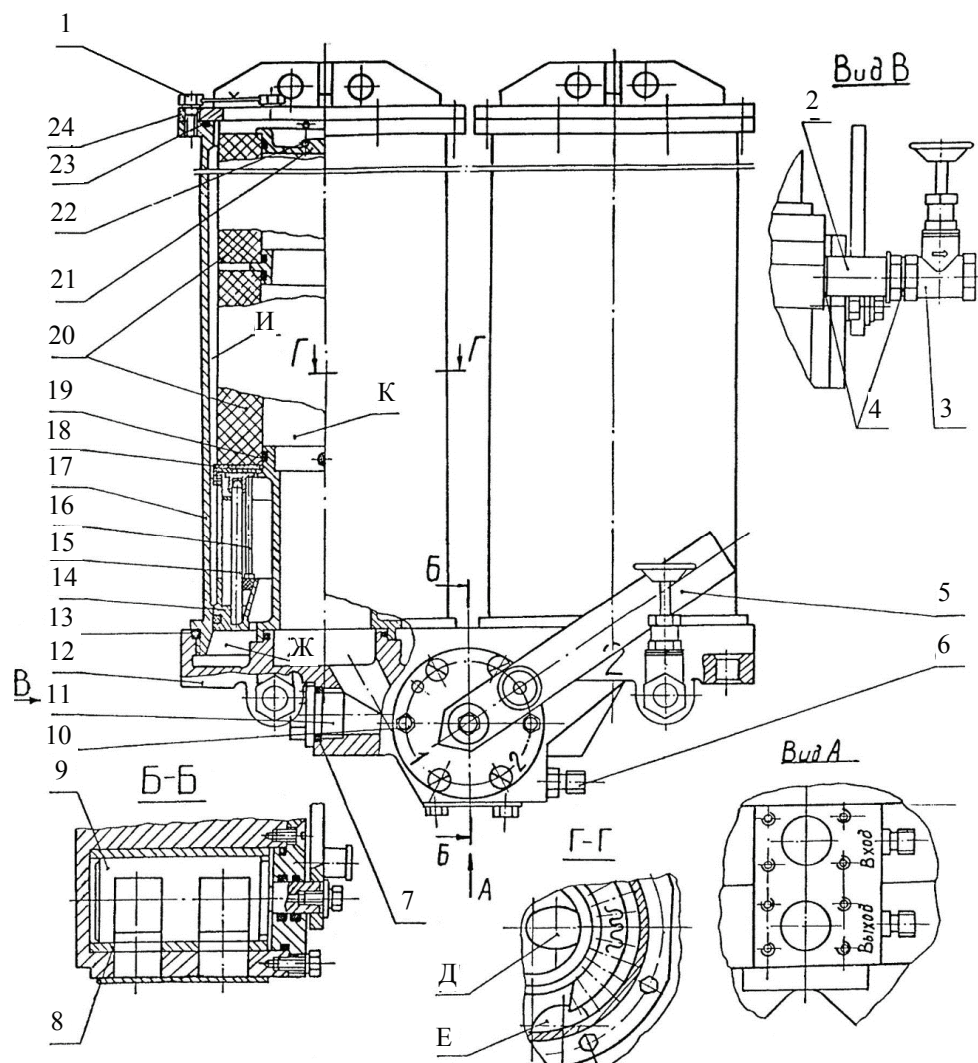


Рис. 5.23. Фильтр масляный двухблочный:

- 1, 10 — болт; 2, 6 — штуцер; 3 — кран; 4 — прокладка; 5 — рукоятка;
 7, 13, 19, 23 — кольцо уплотнительное; 8 — втулка; 9 — кран пробковый;
 11 — заглушка; 12 — корпус магнитного фильтрующего элемента; 14 — корпус;
 15 — элемент фильтрующий магнитный; 16, 18 — крышка; 17 — цилиндр;
 20 — элемент фильтрующий бумажный; 21 — крышка; 22 — пружина;
 24 — крышка; Д — окно отвода масла от фильтрующих элементов; Е — окно
 подвода масла к фильтрующим элементам; Ж — канал фильтрующего блока;
 И — полость фильтра; К — полость фильтрующего элемента

На каналах подвода и отвода масла устанавливаются штуцера для замера перепада давления на фильтре и замера давления масла за фильтром. При достижении работающим блоком предельного перепада давления (0,15 МПа), что свидетельствует о необходимости промывки или замены фильтрующих элементов, производится переключение работы фильтра на запасной блок, конструкция которого аналогична.

В двигателе ДЖ59Л применены трехблочные масляные фильтры, фильтрующие элементы которых представляют собой пакеты сетчатых секций, стянутых между собой.

Отработанное масло из переднего корпуса КНД и переходника откачивается соответствующей секцией маслоагрегата (рис. 5.22).

Масло, сливаемое из масляных полостей подшипниковых узлов турбин и задней опоры КВД, а также масловоздушная смесь из этих же полостей и переходника отводится в маслобак-суфлер, в двух ступенях очистки которого происходит отделение масла от воздуха. Из каждой ступени маслобака-суфлера (рис. 5.24) масло откачивается отдельной секцией маслоагрегата.

В конструкцию маслобака-суфлера входят:

- труба Вентури, к которой одновременно осуществляется подвод масловоздушной смеси из масляных полостей двигателя и впрыск холодного масла из нагнетающей магистрали, что вызывает охлаждение масловоздушной смеси и конденсацию паров масла с осаждением мелких капель за счет инерции;
- пакеты-сепараторы, где происходит улавливание масла за счет инерционных сил при обтекании криволинейных профилей;
- перфорированные стенки и экраны;
- коагулятор, где осуществляется коагуляция мелких капель масла в более крупные.

Масло, откачиваемое из маслобака-суфлера по общей магистрали через фильтр, маслоохладитель и статический воздухоотделитель, направляется в циркуляционную цистерну. Воздух из маслобака-суфлера и переднего корпуса КНД поступает для окончательной очистки в статический маслоотделитель, а оттуда — на выхлоп ГПА.

Из рис. 5.22 видно, что в циркуляционную цистерну встроен подогреватель для подогрева масла в холодное время года. Имеется электронасос для откачки масла из цистерны и лучшего перемешивания масла при подогреве.

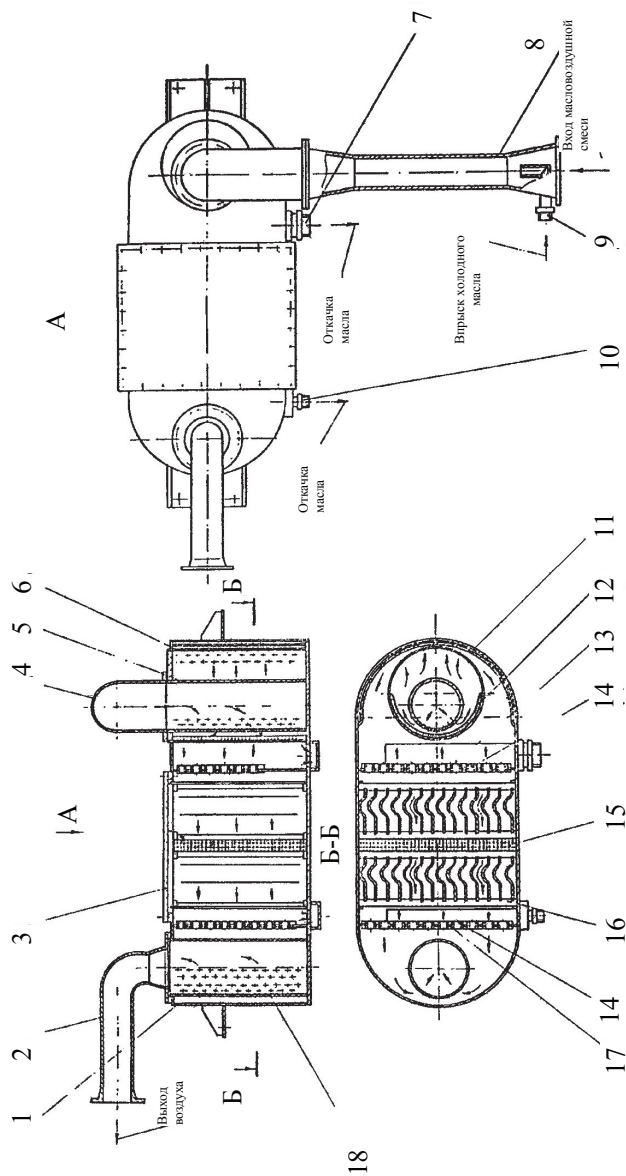


Рис. 5.24. Маслосепаратор (ГТД ДТ71П):

- 1 — корпус; 2 — патрубок выходной; 3 — крышка; 4 — патрубок входной; 5, 6, 18 — стенка цилиндрическая; 7, 9, 10 — штуцер; 8 — труба Вентури; 11 — экран перфорированный; 12 — сетка; 13 — перегородка; 14 — кольцо маслоотбойное; 15 — коагулятор; 16 — пакет-сепаратор; 17 — перегородка

Использование в маслосистеме судового ГТД таких агрегатов, как воздухоотделитель, маслоотделитель, маслобак-суфлер, обусловлено наличием в двигателе системы суфлирования опор и системы разгрузки.

Система суфлирования предназначена для сообщения масляных полостей двигателя с атмосферой в целях снижения давления в них и обеспечения нормальной работы масляной системы и лабиринтных уплотнений. Для предотвращения попадания масла из масляных полостей в проточную часть предусмотрен подпор лабиринтных уплотнений воздухом, отбираемым из компрессоров. Поскольку давление воздуха перед лабиринтным уплотнением (давление подпора) всегда выше давления в масляных полостях, воздух по зазорам лабиринтных уплотнений протекает в масляные полости и препятствует выходу масла, образуя в этих полостях масловоздушную смесь, для разделения которой и используются вышеуказанные агрегаты.

Система разгрузки, предназначенная для обеспечения допустимой осевой нагрузки на упорные шариковые подшипники двигателя, имеет разгрузочные полости, в которые подается воздух определенного давления для создания необходимого осевого усилия на подшипники. Наличие разгрузочных полостей, отделенных от масляных уплотнениями, также способствует перетечкам воздуха через уплотнения и образованию масловоздушной смеси.

Статический воздухоотделитель, применяемый для всех ГТД НПО «Машпроект», показан на рис. 5.25. Как следует из рисунка, масловоздушная смесь через подводящий патрубок подается по касательной к внутренней поверхности корпуса, чем достигается закрутка потока. Благодаря разности плотностей масло собирается на стенках корпуса и стекает в цистерну, а воздух оттесняется к центру корпуса и отводится по трубе.

Статический маслоотделитель, применяемый в двигателях НПО «Машпроект», можно видеть на рис. 5.26. Подводимая масловоздушная смесь, пройдя через перфорированную часть входного патрубка, попадает на перфорированный экран, на котором за счет инерционного осаждения при струйном обтекании скапливаются наиболее крупные частицы масла. Отделенное во входной полости масло стекает в поддон. Далее масловоздушная смесь попадает через маслоотбойные кольца на коагулятор, представляющий собой набор гофриро-

ванных секций, на которых осаждаются мелкие капли масла, а затем коагулируются с помощью сил поверхностного натяжения в более крупные капли. Эти капли выносятся потоком к пакету-сепаратору, где улавливаются за счет инерционного осаждения при струйном обтекании криволинейных профилей сепаратора.

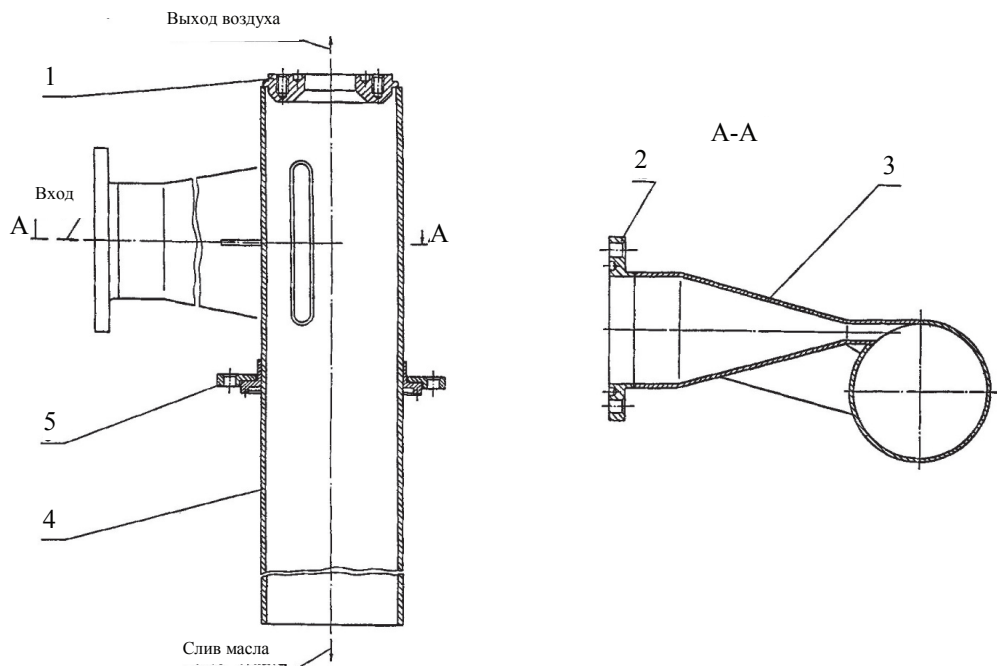


Рис. 5.25. Воздухоотделитель статический НПО «Машпроект»:

1, 2, 5 — фланец; 3 — патрубок подводящий; 4 — корпус

Отделенное масло стекает в поддон корпуса и отводится через штуцер слива. Очищенный воздух удаляется из выходной камеры через перфорированный выходной патрубок.

Для контроля нормального функционирования маслосистемы предусмотрено использование большого числа контрольно-измерительных приборов, осуществляющих замеры давления, температуры, уровня масла в системе. Также используется магнитный сигнализатор стружки, предназначенный для выдачи сигнала о наличии продуктов износа деталей (механической стружки) в отработанном масле.

Как и в ГТД стационарного типа, в судовых ГТД (их маслосистеме) используются пусковые и аварийные электрические маслонасосы.

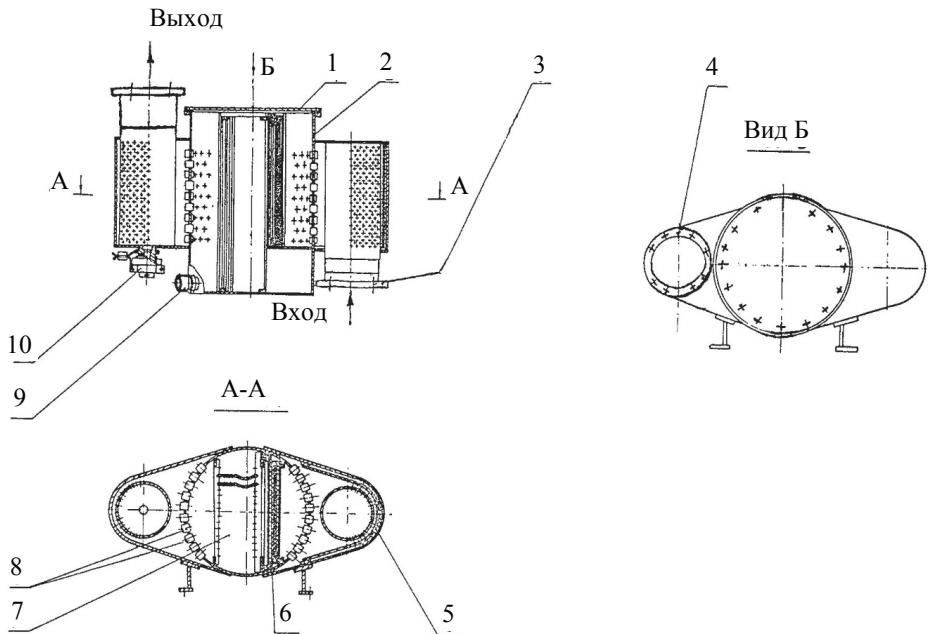


Рис. 5.26. Маслоотделитель статический НПО «Машпроект»:

- 1 — крышка; 2 — корпус; 3 — патрубок подвода суфлируемой смеси;
- 4 — патрубок отвода очищенного воздуха; 5 — экран перфорированный;
- 6 — коагулятор; 7 — пакет-сепаратор; 8 — кольца маслоотбойные;
- 9 — штуцер слива отделенного масла; 10 — штуцер отбора проб

ГЛАВА 6. КОНВЕРТИРОВАННЫЕ АВИАЦИОННЫЕ ДВИГАТЕЛИ ЗАРУБЕЖНЫХ ФИРМ

6.1. Газотурбинные двигатели и установки фирмы «Роллс-Ройс»

Британская фирма «Роллс-Ройс» первой появилась на российском рынке. Этой фирмой еще в 1960-е годы и в дальнейшем был создан ряд совершенных авиадвигателей, используемых на самолетах европейских авиакомпаний и конвертируемых для использования на судах, а также в энергетике и при транспорте природного газа.

Совместно с фирмой «Купер» была создана фирма «Купер-Роллс», которая разработала ряд эффективных установок для привода преимущественно нагнетателей природного газа и получивших название «Коберра».

Для применения на судах было создано три модификации двигателей *Spey* с КПД 35,6 %, что в 1980-е годы было труднодостижимым.

Особенно эффективным оказался трехвальный двигатель RB211 с КПД 36 %, представленный на рис. 6.1. Все модули, объединенные на рисунке, просто и надежно соединены друг с другом и доступны для извлечения и замены или ремонта. Это упрощает ремонт особенно на кораблях, где над машинным отделением располагаются различные надстройки.

Фирма «Роллс-ройс» предлагает для энергетики двигатели RB211 и «Олимп». Большое количество авиадвигателей RB211 эксплуатируется в Канаде.

Номинальная мощность модификаций от 26 до 32 МВт, эффективный КПД у лучших модификаций 39 % и при работе зимой возрастает до 41 %. Степень повышения давления 21,5, температура за турби-

ной 500°C . Количество ступеней в турбомашинах: 7 КНД + 6 КВД + +1 ТВД + 1 ТНД + 3 СТ; $n_{\text{СТ}}=4850$ об/мин.

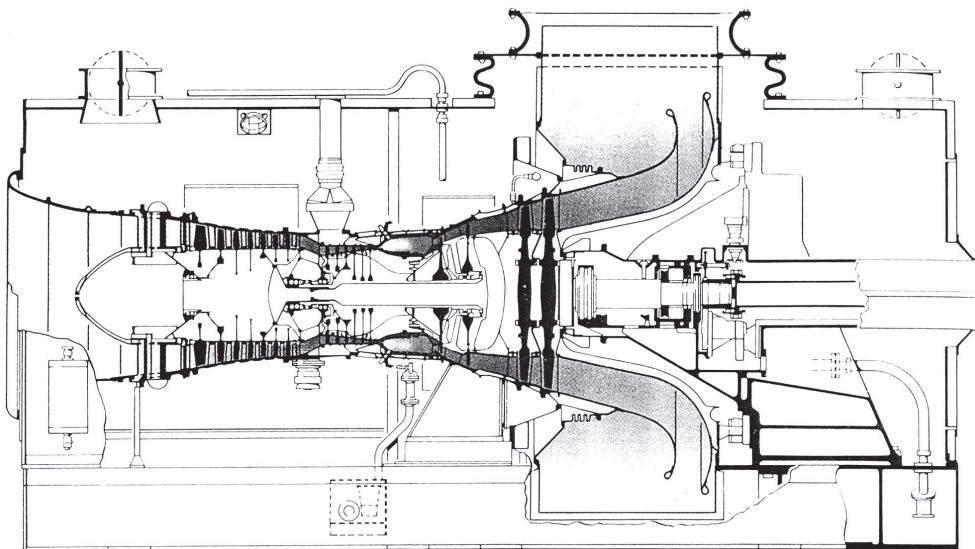


Рис. 6.1. Продольный разрез по ГТД фирмы «Роллс-ройс» RB211

Турбина имеет воздухоохлаждаемые лопатки, в промышленном варианте лопатки ТВД и сопла ТНД изготавливаются из IN792, рабочие лопатки ТНД — из нимоника.

Камера сгорания спроектирована для дизельного топлива, но может работать и на газообразном.

Газогенератор поставляется совместно с силовой турбиной, которая может иметь две или три ступени.

Главные качества: доступность ремонта в условиях эксплуатации, применение широкого диапазона топлив.

При производстве электроэнергии не требуется сложного технического обслуживания, так как кроме экономичности двигатель обладает высокой надежностью. В разных районах мира установлено более 500 таких машин, в России — более 10.

Все новые модификации снабжены малоэмиссионными камерами сгорания DLE, внешне отличающимися от изображенных на продольном разрезе; девять жаровых труб располагаются радиально по отношению к корпусу. Вышедшую из строя жаровую трубу можно заменить в течение часа (рис. 6.2).

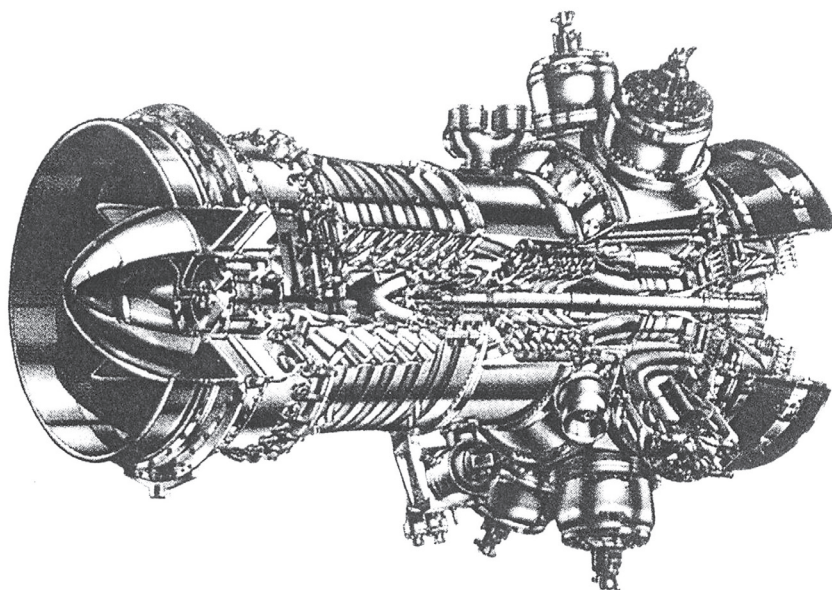


Рис. 6.2. Газогенератор двигателя RB211
с сухой низкоэмиссионной камерой сгорания

Замена газогенератора выполняется за одну смену, а период между капитальными ремонтами составляет более трех лет (по сообщению фирмы).

Ротор газогенератора имеет пять предварительно отбалансированных модулей, любой из которых можно снять и заменить. По этим причинам RB211 идеально подходит для работы в малодоступных районах. Для двигателя приемлема утилизация теплоты.

Имеется локальный местный и дистанционный пункты управления.

Особенности ССТ фирмы «Купер Роллс»

Фирма «Купер Роллс» в 1990-е годы выпускала три основных группы «гибридных» базовых серий 2000, 3000 и 6000 мощностью от 12 до 30 МВт с тремя типами газогенераторов («Эйвон», «Спэй», RB211). В соответствии с этим имеется три базовых типа стационарных свободных силовых турбин, разработанных в разное время с общим подходом, но существенно отличающихся в деталях конструкции.

Из наиболее ранних конструкций в России хорошо известна «Коберра-182». Сорок два агрегата этого типа отработали свой ресурс в основном успешно. Корпус турбины на шаровых шарнирах крепится консольно к опоре, установленной на жесткую раму. Картер подшипников, включающий опоры ротора, также крепился к этой раме.

Сопловой аппарат первой ступени СТ неразъемный. Z-образная диафрагма с соплами второй ступени имела горизонтальный разъем и сбалчивалась. Опорные подшипники сегментного типа. Упорный гребень — съемный, упорный подшипник типа «Кингсбери».

Основной частью статора СТ является газовыпускной патрубок, опирающийся на раму-маслобак в двух плоскостях. Проточная часть турбины расположена в корпусе, прикрепленном к этому патрубку вертикальными фланцами и имеющем горизонтальный разъем. Ротор двухступенчатой СТ консольного типа с широко разнесенными опорами радиальных подшипников сегментного типа.

Сопловые лопатки имеют цилиндрические хвостовики и фиксируются таким образом, что пропускная способность турбины может быть подстроена к различным газогенераторам. Сопловой аппарат второй ступени может быть выполнен в виде литых сегментов. Выходной диффузор, благодаря конусу на внутренней обечайке, должен эффективно работать и при некоторой закрутке потока за последней ступенью. По наружной обечайке он жестко скреплен со стенкой выходного патрубка.

Корпус СТ снабжен внутренней теплоизоляцией, что благоприятно для подавления шума выхлопа и позволяет снизить затраты на последующее звукопоглощение по потоку. Замена газогенератора и разборка СТ могут производиться независимо.

Ротор сварен из четырех частей электронно-лучевой сваркой. Диски — из никелевого сплава, вал — из низколегированной стали. Для доступа к лопаточному аппарату турбины нет необходимости в трудоемкой разборке. Верхняя и нижняя половины конического корпуса турбины имеют достаточно жесткую, но термоэластичную конструкцию, специальными приемами корпус защищен от коробления.

В вариантах для транспорта природного газа «Коберра» к газогенератору RB211 пристыковывается на отдельной раме силовая турбина RT-56 или RT-62 (рис. 6.3). Массовый расход через силовую турбину составляет около 90 кг/с.

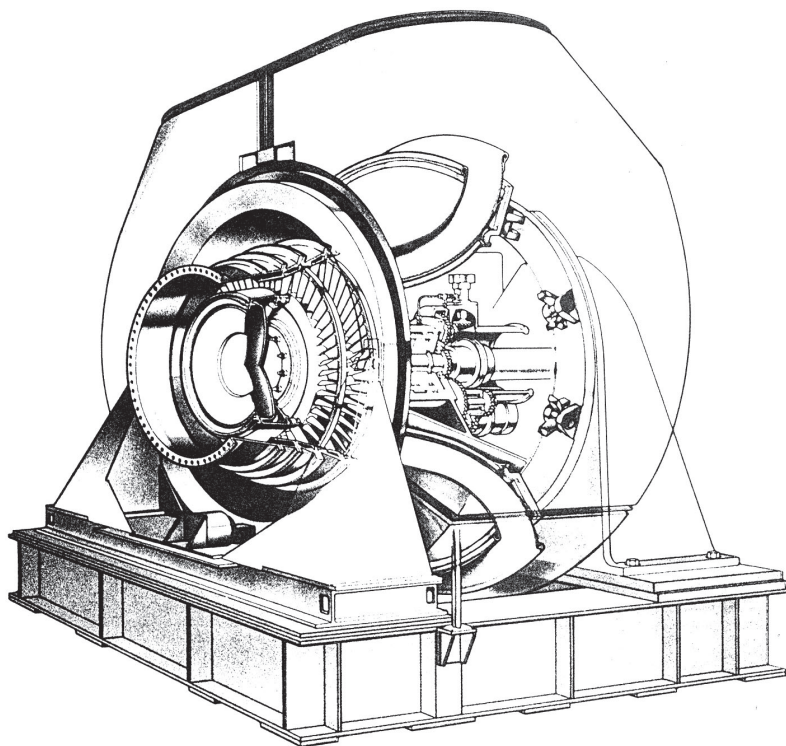


Рис. 6.3. Установка на раме силовой турбины «Купер Роллс» ГТД Trent 60

В 1990-е годы фирмой «Роллс-ройс» была закончена разработка четырехвального двигателя по названию Trent 60 мощностью 51,5 МВт. Несмотря на большую мощность, двигатель поставляется в укрытие типа «Пэкилж» [1].

Двигатель «Трент» создан на основе авиационного ГТД, установленного на самолетах А330. Номинальная мощность двигателя в промышленном варианте от 51,5 до 58 МВт, тепловая мощность более 40 Гкал/час.

Под маркой «Трент» выпускаются двигатели нескольких модификаций для привода как электрогенераторов, так и компрессоров.

Конструкция двигателя модульная, что допускает сравнительно несложный ремонт в условиях эксплуатации.

Широкий диапазон применения топлив и полная автоматизация управления делают конвертированный двигатель «Трент» привлекательным для электростанций и для привода компрессора большой потребляемой мощности.

Число ступеней в лопаточных машинах: 3 КНД + 7 КСД + 6 КВД + 1 ТВД + 1 ТСД + 1 ТНД + 4 СТ. Общая степень сжатия до 36, эффективный КПД 42 %, температура за турбиной ≈ 700 К, расход за турбиной ≈ 160 кг/с, частота вращения СТ 3000 или 3600 об/мин.

ГТД «Трент» пригоден для работы в парогазовом цикле, имеет малоэмиссионную камеру сгорания DLE, в том числе с хорошими показателями при частичных нагрузках. ГТД идентичен для выработки электроэнергии и механического привода. Показатель надежности 99 %.

Замена всего привода может быть выполнена за 24 часа. Двигатель делится на 3 крупных модуля: компрессор, камера сгорания и турбина. Замена любого модуля занимает 72 часа.

Для газогенератора применяется синтетическое масло, для СТ и потребителя мощности — минеральное.

Потребная мощность пускового двигателя 250 кВт при общем времени запуска из холодного состояния 10 мин.

Турбогенератор присоединяется со стороны СТ, выходной патрубок направлен вверх.

В России в районе г. Выборга на КС «Портовая» установлено шесть таких двигателей в составе ГПА для газопровода «Северный поток».

6.2. Конвертированные авиационные двигатели фирмы «ДЖЕНЕРАЛ ЭЛЕКТРИК» (GE)

Основные типоразмеры

В конце прошлого и начале нынешнего столетия отделение промышленных конвертированных авиационных двигателей фирмы «Дженерал Электрик» выпускало четыре базовых модификации ГТД мощностью от 14 до 40 МВт, используемых в качестве как приводных, так и энергетических установок. Основные параметры их указаны в табл. 6.1.

Модификация LM2500 выполнена с однороторным компрессором и свободной силовой турбиной, менее и более мощные ГТД LM1600, LM5000 и LM6000 выполнены по двухкаскадной схеме, причем LM6000 свободной турбины не имеет.

Таблица 6.1

Основные параметры конвертированных ГТД GE [2]

Параметры	Марка ГТД				
	LM1600 РА	LM2500РЕ	LM2500+*	LM5000РС	LM6000РА
Мощность, МВт	13,2	22,4	29,0	33,1	40,0
Удельный расход теплоты, кДж/кВт	10516	10176	9646	10189	9281
Степень повышения давления	21,5	18,8	22,7	27,6	29,4
Расход рабочего тела, кг/с	44,9	68,5	84,8	118,8	123,8
Температура на выходе, оС	480	527	503	438	449
Масса объема поставки блока-блока с электрогенератором, т	130	164		200	200

* При гидравлических потерях на входе/выходе 100/100 мм Н₂О

Характеристика отдельных ГТД

В двигателе LM1600 первоначально был использован турбореактивный ГТД F404, имеющий большую суммарную наработку в воздухе. Двухвальный газогенератор имеет регулируемый ВНА, трехступенчатый КНД и семиступенчатый КВД с механизацией, ТВД и ТНД одноступенчатые, СТ двухступенчатая. Двигатель может работать на жидком и газообразном топливе. Он широко использовался для привода электрогенератора на нефтяных платформах. Камера сгорания LM1600 прямоточная, с большим ресурсом, ТВД и ТНД воздухоохлаждаемые. Силовая турбина имеет консольный ротор и газопусковой диффузор со стойками. Двигатель приспособлен к быстрому пуску и нагружению.

ГТД LM2500 был разработан в середине 1960-х годов на базе ДТРД CF6–60. Однороторный компрессор имеет семь рядов поворотных направляющих лопаток. Турбина привода компрессора двухступен-

чатая, силовая турбина — шестиступенчатая ($n_{\text{ст}}=3600$ об/мин) с постоянным наружным диаметром.

Камера сгорания двухтопливная, кольцевая.

Двигатель LM2500 допускает форсирование мощности за счет впрыска пара. Он широко описан в специализированной литературе. Применяется как совместно с силовой турбиной, так и отдельно газогенераторная часть двигателя с более или менее быстроходными СТ (рис. 6.4).

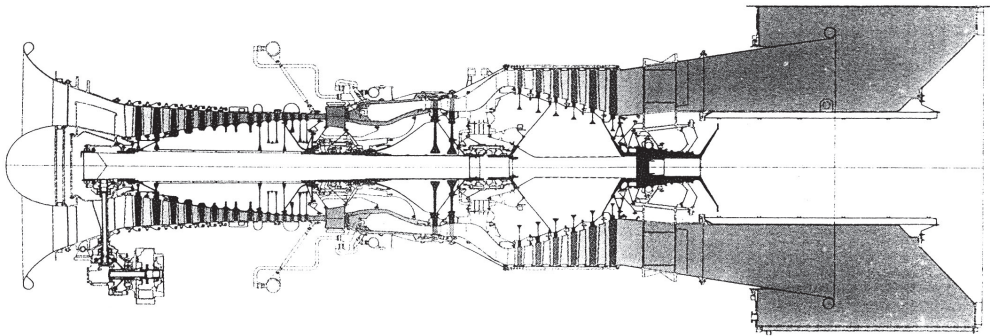


Рис. 6.4. Продольный разрез двигателя LM2500 GE

ГТД LM2500 имеет большое число модификаций, так как применялся в различных отраслях промышленности и на флоте. Он неоднократно подвергался модернизации. В частности, в литературе описано, как замена газовыпускного патрубка с коническими поверхностями на новый с выштампованными торообразными элементами снизила удельный расход топлива на 1...5 % и на столько же повысила полезную мощность.

Отделением промышленных и судовых газотурбинных двигателей фирмы GE была создана также модификация LM2500+ мощностью 29 МВт за счет добавления нулевой ступени в осевом компрессоре и других мероприятий. Установочные размеры были сохранены, СТ переведена на 3000 об/мин, КПД повышен до 36...38 %. В камере сгорания были поставлены горелки DLN.

Менее, чем LM2500, распространен двухкомпрессорный двигатель LM5000 (рис. 6.5) мощностью около 34 МВт, использующий в качестве блока ВД газогенератор LM2500 с осевым компрессором от GF6—60. В качестве КНД использован пятиступенчатый компрессор без вход-

ного направляющего аппарата. Суммарное отношение давлений $30 : 1$. Имеется двухтопливная камера сгорания кольцевого типа с 30 индивидуальными (свободно заменяемыми) горелочными устройствами.

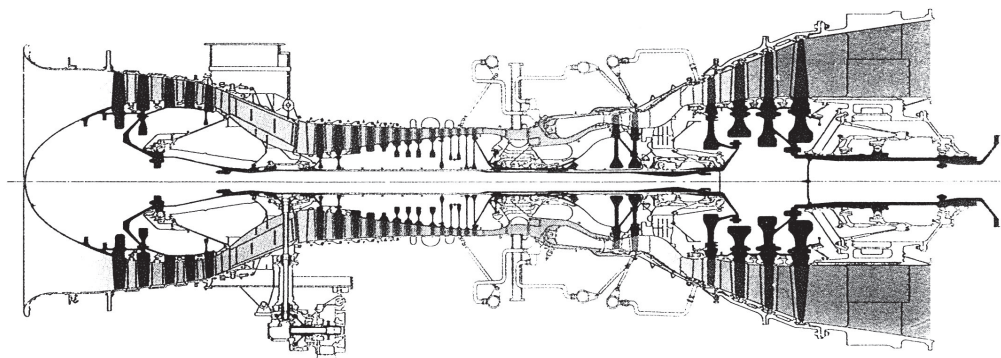


Рис. 6.5. Разрез по двигателю LM5000 GE

Турбина высокого давления — двухступенчатая с охлаждаемыми лопатками, турбина низкого давления — одноступенчатая. Двигатель поставлялся с трехступенчатой СТ на 3300 об/мин, которая могла приводить электрогенератор с частотой 50 или 60 Гц. Возможно использование этого двигателя на частоте вращения силовой турбины 4000 об/мин с переменными оборотами.

Этот двигатель был также приспособлен для работы по схеме STIG со впрыском пара перед и за ТВД.

Корпус силовой турбины литой. Опорная рама подшипников силовой турбины связана с общей рамой ГТД. Оригинальная конструкция передачи крутящего момента на вал СТ.

С 1992 г. фирма GE стала выпускать двухкомпрессорный двухвальный двигатель LM6000, во многом унифицированный с LM5000, но развивающий мощность до 41 МВт. Назначение двигателя — привод электрогенератора с частотой вращения 3600 или 3000 об/мин. В основе двигателя лежал турбовентиляторный CA6—80 C2 с большой степенью двухконтурности.

Генератор может быть присоединен как со стороны ТНД, так и со стороны КНД, обеспечивая осевой выхлоп из турбины (рис. 6.6). КНД снабжался регулируемым ВНА. Основными преимуществами такого решения являются улучшение динамики переходных процессов (сбросов и набросов электрической нагрузки), возможность как

быстрого, так и длительного изменения расхода воздуха за счет входных лопаток ВНА, возможность значительного увеличения мощности и экономичности при работе по схеме STIG.

Обращает на себя внимание оригинальная конструкция ротора пятиступенчатой ТНД, в которой внутри трех последних ступеней располагается корпус подшипников.

Кольцевая камера сгорания оборудована легкозаменяемыми горелками и системой DLN (сухое подавление окислов азота).

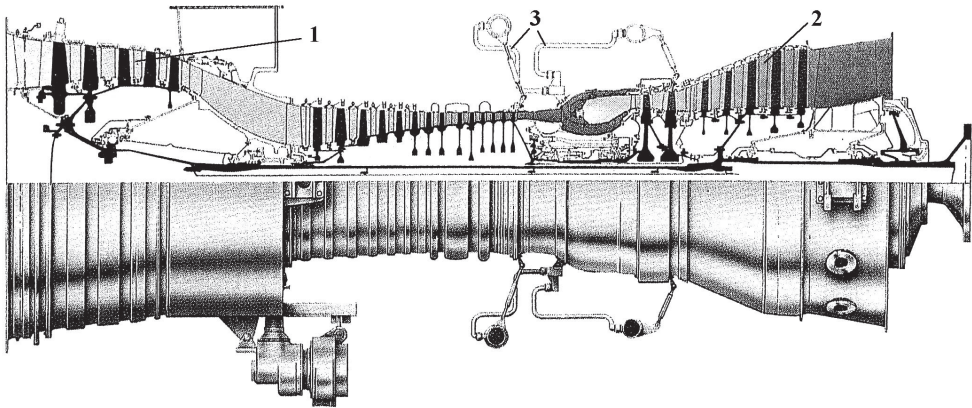


Рис. 6.6. Блокированный ГТД GE LM6000:

- 1 — КНД (с РВНА); 2 — ТНД, приводящая КНД и электрогенератор;
3 — коллекторы подвода пара перед КС и перед ТНД

Двухроторная система турбогруппы опирается на восемь подшипников качения, из которых два являются шариковыми и воспринимают осевые усилия, а по три на каждом валу являются роликовыми, опорными.

Более новой версией является двигатель LM6000PF Sprint, допускающий впрыск обессоленной воды на входе в КНД и на входе в КВД. При этом полезная мощность возрастает на 12 % при температуре воздуха 15 °С и почти на 30 % при $T_{\text{в}} = 35$ °С по сравнению с работой без впрыска.

Работа по схеме STIG

Все конвертированные двигатели GE могли использовать схему STIG (Steam Injecton Generation) для форсирования мощности и повышения экономичности. Для обеспечения подачи большого коли-

чества пара в осевых компрессорах должен быть предусмотрен повышенный запас по устойчивости. Линии подачи пара должны быть снабжены дренажами и продувочными трассами. Подача пара осуществляется специальной подсистемой управления.

Пар подается как в зону горения, так и смешения камеры сгорания, а также перед ТНД (в LM5000) и СТ для предотвращения чрезмерного повышения оборотов газогенератора. Например, в LM5000 подавался пар с температурой около 316°C с расходом до 8 кг/с .

Экономические и мощностные показатели

Располагаемая мощность и максимальная экономичность в зависимости от температуры окружающего воздуха и с использованием впрыска пара для LM2500 представлены на рис. 6.7.

Как видно из рис. 6.7, для нефорсированных LM2500 при $t_b = 15^\circ\text{C}$ $\eta_e = 35\%$, а со впрыском пара η_e доходит до 39% и при $t_b = 20^\circ\text{C}$ N_e достигает 25 МВт .

Для LM5000 допускается при низких температурах $N_e \leq 45\text{ МВт}$ $\eta_e \leq 37\%$, а со впрыском пара $\eta_e \leq 50\%$ (рис. 6.8).

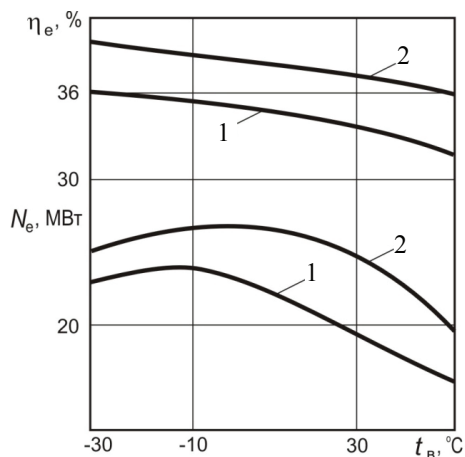


Рис. 6.7. Зависимость мощности N_e и эффективного КПД η_e для ГТД LM2500 от температуры атмосферного воздуха t_b :

1 — основные режимы;
2 — со впрыском пара

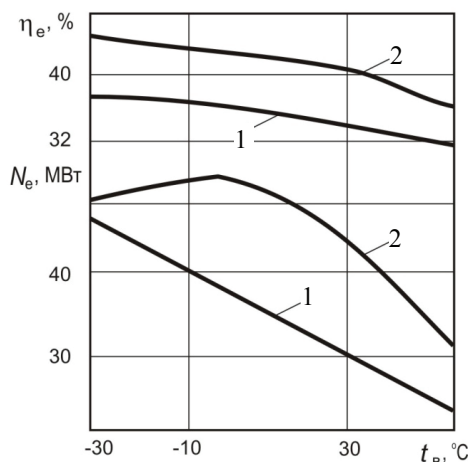


Рис. 6.8. Зависимость мощности N_e и эффективного КПД η_e для ГТД LM5000 от температуры атмосферного воздуха t_b :

1 — основные режимы;
2 — со впрыском пара

Для LM6000 $\eta_{e \max} \leq 40\%$ в широком диапазоне температуры воздуха при эффективной мощности $N_e = 43$ МВт. Максимальная температура на выхлопе в летнее время до 440...450 °С.

Некоторые особенности обслуживания GTD GE и их систем

При доработке авиационных двигателей для наземного применения фирмой было уделено много внимания расширению возможностей обслуживания на месте (например, частичная разборка двигателей с заменой отдельных рабочих и направляющих лопаток и подшипников). Такая операция занимает не более 100 человеко-часов. Полная замена газогенератора занимает 72 ч, а подготовка к работе — еще 48 ч [12]. При работе на природном газе высокотемпературные детали требуют ремонта через 25000 ч.

Для высоконагруженных деталей были выдержаны нормы прочности, принятые для стационарных ГТУ. В то же время масса роторных деталей ограничена (например, ротор в.д. в LM5000 весит всего 558 кг). Это позволяет снизить объем и массу масляной системы. Роликовые подшипники обеспечили достаточную жесткость и высокую долговечность (50 000 ч для газогенератора и 100 000 ч для силовых турбин). В подшипниках используются и керамические материалы.

Особенностью конвертированных двигателей GE серии LM является быстрый пуск и малая мощность пускового устройства. Применяется пневматический пусковой двигатель или ДВС с гидropередачей крутящего момента. Широко используются также электродвигатели переменного тока.

В качестве топлива используется как природный газ, так и дистилляты. Возможно применение пропан-бутанов.

При ухудшении характеристик двигателя используется периодическая промывка проточной части.

Конвертированные двигатели серии LM обычно komponуются в блоках-боксах. Входной патрубок компрессора и выходной (за турбиной) выполняются из конструкционной стали. Укрытие снабжено звукопоглощением и звукоизоляцией. Весь агрегат устанавливается на стальной или железобетонной опорной конструкции. Блок-бокс имеет собственную систему отопления и вентиляции и включает узлы очистки воздуха и снижения шума.

Узлы масляной системы, а при жидком топливе — и топливной, располагаются по бокам газопускового тракта и легкодоступны.

Для газогенератора и силовой турбины используется синтетическое масло, охлаждение масла возможно воздухом или протеплоносителем. Магнитные детекторы стружки расположены на сливных линиях из подшипников газогенератора и силовой турбины. Для приводимых механизмов на минеральном масле предусмотрены элементы дополнительной масляной системы.

При изготовлении двигателей использованы новые технологические процессы, применяемые в современном авиадвигателестроении.

6.3. Газотурбинная установка типа FT8

Европейская фирма «Пратт и Уитни» поставляет на мировые рынки конвертированные авиадвигатели FT8 и FT8—3 мощностью 27...28 МВт. В мире эксплуатируется более 400 таких установок. В России на электростанциях Москвы используется 10 подобных двигателей с генераторами (типа MOBILPAK), установленных на трейлерах, и одна передвижная установка SWIFTPAK.

ГТД FT8 представляет собой трехвальный двигатель с силовой турбиной на 3000 об/мин. Число ступеней в турбомашинах 8 КНД+7 КВД+1 ТВД+2 ТНД+4 СТ. Эффективный КПД 38,3 %, степень повышения давления 20,1, температура за турбиной 730...750 К. Приспособлен для присоединения к электрогенератору с обеих сторон, т. е. силовая турбина может быть правого и левого вращения. При двух ГТД используется электрогенератор мощностью ~ 50 МВт. Выносные узлы прикреплены к раме.

Установка может поставляться с котлом-утилизатором. ГТД может работать как на жидком, так и на газообразном топливе, но экологические качества достигаются при одновременном впрыске воды. Камера сгорания имеет девять жаровых труб. Топливные форсунки модернизированы для уменьшения эмиссии, вместе со впрыском воды содержание NO_x снижено до 25 прт.

ГТД FT8 имеет два модуля: газогенератора GG8 и силовой турбины PT8.

В газогенераторе между валами НД и ВД устанавливается межвальный роликовый подшипник. Системы смазки для ГТД и электрогенератора отдельные.

Роторы компрессоров барабанно-дисковой конструкции. КНД имеет РВНА и еще два РНА.

На трех подшипниках выполнено масляное демпфирование колебаний роторов. Имеется система автоматического управления радиальными зазорами в турбине. За последней ступенью СТ в выходном диффузоре размещены обтекаемые стойки, что несколько снижает КПД СТ на режиме частичных нагрузок.

ГТД FT8 с трехступенчатой силовой турбиной поставляется европейской фирмой MAN и японской фирмой «Митсубиси». В рекламных проспектах этих фирм утверждается, что двигатель имеет блочно-модульную конструкцию, но не детализируется.

После доставки на подготовленную площадку возможно начало эксплуатации через три недели.

Продольный разрез приводного варианта двигателя FT8 с трехступенчатой силовой турбиной в поставке фирмы MAN представлен на рис. 6.9.

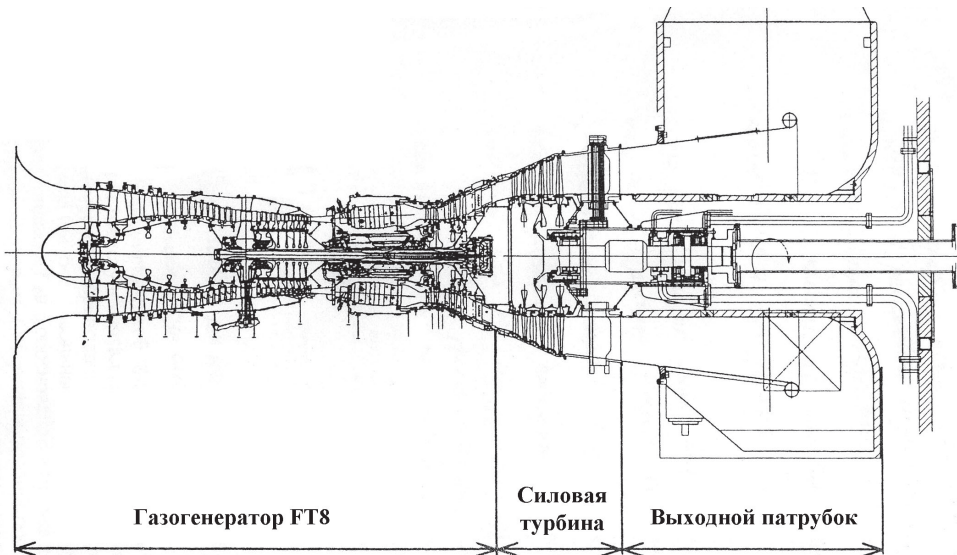


Рис. 6.9. Продольный разрез газогенератора FT8 с трехступенчатой силовой турбиной

В модификации FT8–55 с частотой вращения 5000–5500 об/мин была принята трехступенчатая конструкция силовой турбины, оптимальная для механического привода. В качестве исходной позиции был принят межопорный (бесконсольный) ротор жесткого типа на подшипниках качения. Такое решение было обосновано желанием иметь

общую масляную систему с газогенератором и нецелесообразностью применения второй масляной системы, так как ротор приводимого газового компрессора имеет сухие магнитные опоры. Подшипники выбраны с ресурсом не менее 50 тыс. часов. Передний подшипник снабжен демпферной гидравлической опорой.

Лопаточный аппарат турбины — с постоянным корневым диаметром, разработан с помощью пространственного проектирования. Периферийный меридиональный угол раскрытия проточной части 15° . Развитый выходной диффузор со степенью расширения около 3,5 имеет малый угол раскрытия и три промежуточные торообразные перегородки, что снижает потери при повороте потока. Недостатком конструкции является наличие ребер во входной части диффузора, которые могут вносить возмущения при нерасчетных режимах работы. Сопловой аппарат первой ступени — без горизонтального разъема, размещен в переходном корпусе. Сопловые аппараты второй и третьей ступеней — в конечном корпусе с горизонтальным разъемом. Вертикальными фланцами разъемная часть корпуса присоединена к двум неразъемным, что должно обеспечивать отсутствие коробления разъемной части, закрытой специальной обечайкой. Температурное поле статора было определено с помощью пространственного моделирования. Сравнительно широкие хорды лопаток снижают их число и повышают КПД турбины.

Ротор турбины состоит из трех рабочих колес и двух концевых частей, соединенных с помощью периферийных стяжных болтов. Корпус рассчитан на непробиваемость сломавшейся рабочей лопаткой. Диски по несущей способности могут выдерживать почти двукратное превышение расчетных оборотов. Задняя опора ротора объединена с жесткой оребренной частью выходного диффузора.

Наличие горизонтального разъема статора дает возможность замены сопловых и рабочих лопаток с небольшим объемом сборочно-разборочных работ.

Корпус силовой турбины опирается на две шарнирные опоры и имеет общую раму с газогенератором, но вся СТ представляет собой законченный модуль, значительная часть работ по обслуживанию которого может производиться на месте установки.

В целом конструкция ССТ газотурбинного привода FT8–55 носит черты как авиационного ГТД (подшипники качения, синтетическое масло), так и стационарной ГТУ (разъемный корпус турбины, увеличенная масса лопаток и ротора). Расчетный ресурс ССТ фирмы МАН ГХХ — 100 тысяч часов).

ГЛАВА 7. ОБСЛУЖИВАНИЕ, НАДЕЖНОСТЬ И ДИАГНОСТИКА ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ И ПРИВОДНЫХ ГТУ ТРАНСПОРТНОГО ТИПА

7.1. Особенности эксплуатации и обслуживания энергетических и приводных ГТУ транспортного типа

Наряду с крупными энергетическими ГТУ, вопросы эксплуатации которых изложены в [4, 5] и других источниках, в различных областях техники используется большое количество ГТУ для привода газовых компрессоров и электрогенераторов, причем для этого, как известно, применяются как малые ГТУ стационарной конструкции, так и конвертированные авиационные и судовые двигатели. Эти ГТУ имеют различные системы контроля и управления и могут выполняться, как упоминалось, однокомпрессорными одновальными с приводом электрогенератора через редуктор, так и одно- и двухкомпрессорными с присоединением электрогенератора к отдельной свободной силовой турбине непосредственно или через редуктор.

Приводные ГТУ соединяются с нагрузкой также через силовую турбину, но обычно без редуктора.

Исключением для энергетических ГТУ является выпускаемая в России ГТЭ-009 М, которая при одновальном исполнении на 6000 об/мин присоединяется к электрогенератору непосредственно.

Стационарные ГТУ небольшой мощности могут иметь рекуператор и теплоутилизационное устройство (ГТК-10—4, ГТК-25ИР), а могут быть и лишены этого.

Эксплуатационный персонал, обслуживающий стационарные ГТУ, должен следить:

- за соотношением нагрузки и температуры выхлопа;
- уровнем вибрации;

- давлением подаваемого топлива;
- разбросом температур в выходном патрубке; изменением температуры газов на выхлопе из турбины.

Некоторые экономические показатели и особенности обслуживания приводных ГТУ на газообразном топливе, произведенные преимущественно в 70-е и 80-е годы прошлого столетия для газовой промышленности, широко освещены в литературе. К ним можно отнести отечественные ГТУ типа ГТК-10 (позднее ГТНР-16) и ГТУ меньшей мощности Невского завода, ГТ-6-750, ГТН-6 и ГТН-16 Турбомоторного завода, зарубежные ГТК-10И и ГТК-25И фирмы «Дженерал Электрик», ПЖТ-10 фирмы «Нуово Пиньоне», «Коберра» фирмы «Роллс-Ройс», «Центавр» и др.

Каждый тип ГТУ должен быть снабжен письменными руководством, содержащим схему трубопроводов и необходимую информацию, которое нужно выполнять при периодическом контроле с указанием последовательности действий, с необходимыми рисунками.

Действия персонала на работающем агрегате осуществляются в соответствии с инструкцией по эксплуатации и техническому обслуживанию.

Основными процессами, при которых возникает наибольшее количество внештатных ситуаций, являются переходные: запуск и останов турбоагрегатов. При запуске начинают возрастать динамические нагрузки, в узлах и деталях появляются термические напряжения.

Запуск ГТУ должен производиться в полном соответствии с инструкцией по обслуживанию. Если ГТУ снабжена теплоутилизирующим контуром, то при запуске он обычно отключается.

Запуск ГТУ, как правило, осуществляется в автоматическом режиме с предварительной холодной прокруткой для вентиляции пусковым двигателем (турбодетандер для стационарных ГТУ либо электростартер для конвертированных). Повторные пуски должны производиться после прокрутки роторов для ликвидации возможного их искривления. ГТУ для выработки электроэнергии обычно потребляли пусковую мощность из системы и запускались с помощью электродвигателей.

Из-за отсутствия замера мощности на приводных ГТУ за нагрузкой следят по температуре за турбиной с учетом параметров атмосферного воздуха. Разброс в показаниях температур по окружности выхлопа свидетельствует о неполадках в камере сгорания.

Проблемы сокращения затрат топлива при эксплуатации газотурбинных установок подробно рассмотрены в [5]. Там же приведены дан-

ные по эффективности очистки проточной части осевого компрессора на ходу твердыми материалами (крошкой) и по эффективности промывки. Оптимальные сроки проведения этих операций зависят от характера и значения отложений, от возможности использования барьерных фильтров для очистки воздуха (рис. 7.1). Рекомендуемые сроки замены или регенерации барьерных фильтров зависят также от параметров ГТУ. Для высокотемпературных двигателей с большими π_k приемлемы верхние цифры допустимого возрастания сопротивления фильтров, так как влияние сопротивления тракта у них выражено слабее, чем у старых ГТУ с малыми π_k . От состояния и работы воздухоочистительного устройства зависит и возможность потери динамической устойчивости компрессора.

На этапах запуска должна работать система антипомпажного регулирования, предотвращающая срыв компрессора. На эксплуатационных режимах противопомпажная защита осевого компрессора, как правило, отсутствует, но есть сигнализация. Если осевой компрессор вошел в помпаж, то большей частью необходима остановка агрегата.

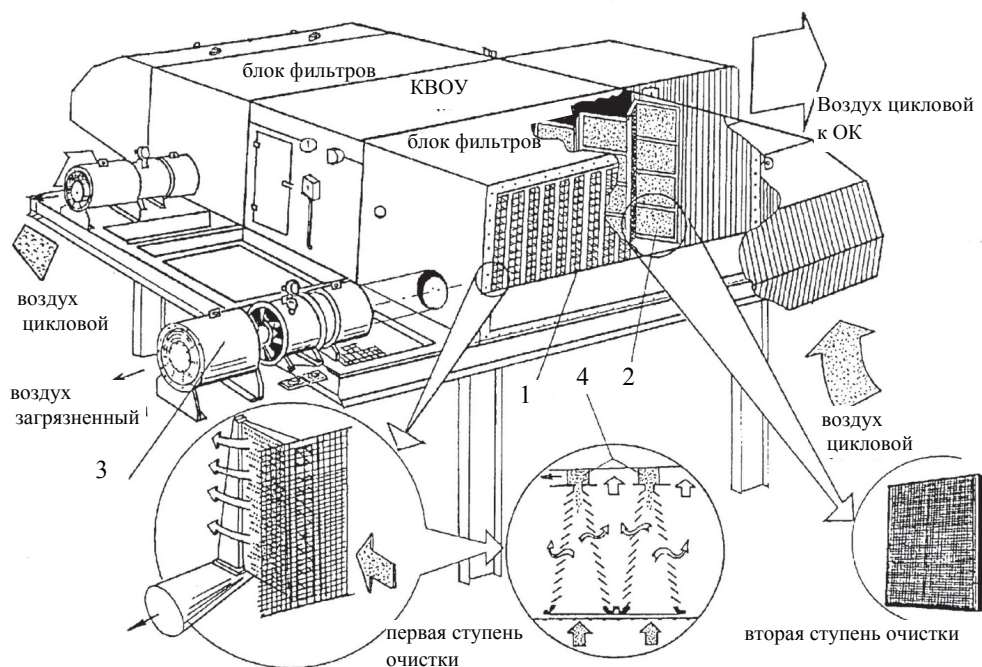


Рис. 7.1. Пример двухступенчатой системы очистки воздуха ГТУ:

- 1 — фильтры инерционные жалюзийные; 2 — фильтр-элемент кассетный;
3 — вентилятор отсоса пыли; 4 — коллектор загрязненного воздуха

Останов приводной ГТУ необходимо производить после максимальной разгрузки и доведения газогенератора до нижнего предела собственной устойчивости, т. е. самоходности. В этом случае при отключении факела в камере сгорания температурные напряжения в деталях будут минимальными.

Энергетические ГТУ по нормальной схеме останова должны быть вначале отключены от сети. Время выбега роторов во всех случаях обязательно фиксируется и сравнивается с предыдущими остановами. Снижение времени выбега — сигнал о возможных задеваниях в проточной части или уплотнениях.

Повседневное обслуживание включает также проверку аккумуляторных батарей, в том числе обеспечивающих работу САУ и КИП, замену фильтров, зачистку реле или проверку плат. Эти операции могут производиться без перерывов в работе агрегата. Периодические прокрутки резервных ГТУ — существенная часть повседневного обслуживания.

Энергетические и приводные ГТУ снабжаются различными агрегатными системами, которые обслуживают в некоторых отношениях и приводимый объект. Неотъемлемой частью ГТУ является система автоматического управления (САУ) и система контрольно-измерительных приборов (КИП). В старых энергетических установках, в основном выпуска 1980-х годов, задачей САУ было обеспечивать автоматический пуск, останов, контроль параметров, защиту и сигнализацию об опасных отклонениях. В настоящее время в задачи САУ стали входить вопросы оперативной и постоперативной диагностики, сигнализации о предстоящих обследованиях и ревизиях агрегата (с частичной разборкой). Все функции САУ подробно описаны в научно-технической и учебной литературе и изложены в инструкциях по обслуживанию. Если небольшие энергетические ГТУ эксплуатируются без присутствия персонала, то для нормальной работы требуется большее число дистанционных измерений, управляющих устройств в системах САУ и КИП.

Важнейшей системой, обеспечивающей работу ГТУ и агрегата в целом, является масляная система, включающая систему смазки подшипников, охлаждение шеек ротора турбины, систему охлаждения масла и все элементы, необходимые для ее функционирования, подробно изложенные, например в [5]. Каждая ГТУ снабжается системой пожаротушения, которая может действовать в автоматическом режиме.

В [6] достаточно подробно описаны система воздухоподготовки, мероприятия по предотвращению обледенения при неблагоприятных ус-

ловиях (рис. 7.2). Кроме этого, приводные ГТУ должны иметь систему электроснабжения переменным и постоянным током. В приводных ГТУ конструкции GE для этой цели выделен генератор собственных нужд, постоянные обороты которого нужно поддерживать. В свое время фирма GE решила для этой цели поддерживать постоянными обороты компрессора, но более разумно было бы поставить тиристорный преобразователь, отказавшись от постоянных оборотов компрессора, что существенно снижает экономичность ГТУ в холодное время года.

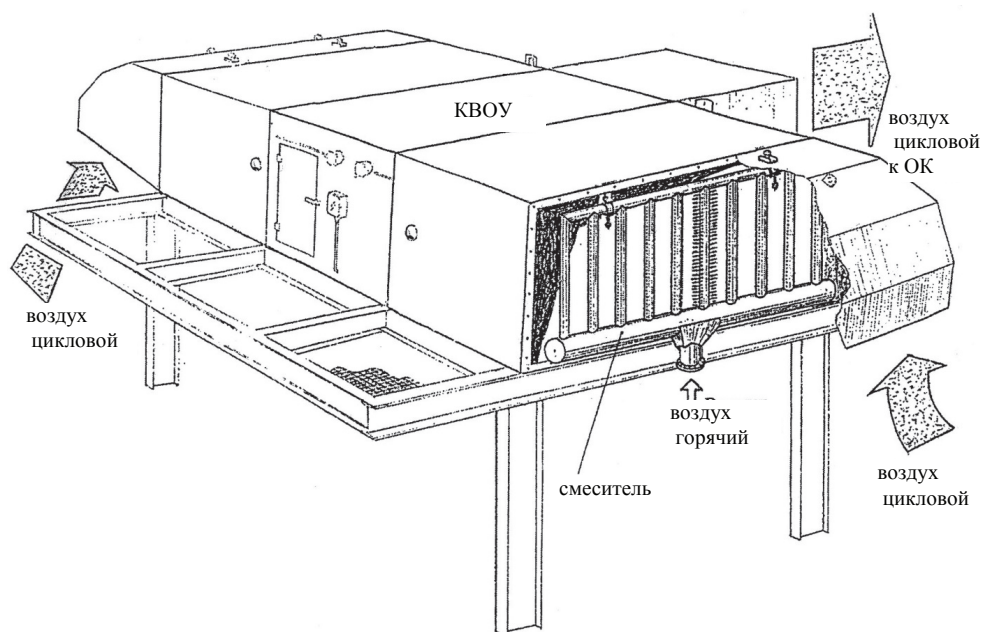


Рис. 7.2. Система подготовки циклового воздуха (антиобледенительная система) агрегата сравнительно большей мощности типа ГТК-25И

При эксплуатации приводных ГТУ необходимо учитывать и время года: осенне-зимняя эксплуатация включает в себя дополнительные работы по обслуживанию в холодный период, весенне-летняя эксплуатация связана с высокими температурами воздуха, повышенным содержанием пыли в воздухе.

На всех ГТУ рекомендуется производить периодическую промывку проточной части осевого компрессора, для чего в его входном патрубке изготовителем должны быть предусмотрены форсунки и определен тип моющего раствора. Впрыск раствора может производиться при

вращении роторов пусковым двигателем, но возможна и сухая очистка косточковой крошкой на рабочих режимах. В результате промывки сразу возрастает полезная мощность.

Любое обслуживание ГТУ должно предусматривать периодические остановки для проведения профилактических работ. Для приводных ГТУ в газовой промышленности предусмотрено четыре вида технических обслуживаний с разной длительностью времени останова [6] и с разным набором технических операций, предусматривающих в т. ч. и частичную разборку отдельных узлов.

Для выполнения ревизий должен быть облегчен доступ к высокотемпературной части ГТУ, и в частности к камере сгорания. В стационарных ГТУ необходимо освободить одну сторону корпуса от приводов и мелких коммуникаций, чтобы была возможность иметь достаточное количество отверстий для бороскопического обследования лопаток турбомашин и жаровых труб камеры сгорания, которую предпочтительно иметь встроенной конструкции. Но доступ к жаровым трубам, газовпускным (переходным) патрубкам должен быть облегчен, так как они чаще нуждаются в осмотре. При осмотре камер сгорания должны быть обследованы и экраны, и пламеперекидные патрубки.

Все вспомогательное оборудование нужно разместить очень продуманно, чтобы был доступ к нему во внештатных ситуациях.

В энергетических ГТУ, имеющих жидкотопливные системы, должна быть предусмотрена консервация этих систем на время вывода их из работы.

7.2. Особенности обслуживания судовых газотурбинных двигателей, установленных на газокompрессорных и электрических станциях

Установленные на земле судовые ГТУ, как упоминалось, в России большей частью выполнены трехвальными с двумя компрессорами и тремя турбинами. Широко применяются в нашей стране и на Украине двигатели ДЖ59Л мощностью 12,5 МВт, ДГ90 мощностью 16,7 МВт и ДН80 мощностью 25 МВт. Все эти двигатели разработаны в НПО «Машпроект» в г. Николаеве и изготовлены на предприятии «Зоря», расположенном там же.

Эти двигатели могут работать как на жидком, так и на газообразном топливе и выполняются на подшипниках качения. Силовая турбина ГТУ ДН80 может выполняться на подшипниках скольжения и на расчетную частоту вращения электрогенератора. Судовые ГТУ могут быть снабжены утилизационной установкой для выработки пара низких параметров, или для целей теплофикации, или для подачи пара в камеру сгорания ГТД [3].

Запуск судового двигателя осуществляется электродвигателем, установленным на валу ВД. Иногда пусковые двигатели устанавливаются на обоих валах.

7.2.1. Особенности запуска и останова ГТУ на основе судового ГТД

В новых ГТД судового типа предусмотрен запуск электродвигателями переменного тока 50 Гц, 380 В с использованием частотного регулирования тока. Потребляемая мощность для ДН80 не более 300 кВт.

Подготовительные мероприятия перед запуском ГТУ с судовым двигателем должны включать все операции по подготовке к пуску, изложенные в инструкции по обслуживанию и кратко перечисленные в [6]. К особенностям запуска, характерным для судовых ГТД, относится, в частности, режим авторотации блока ВД или НД, если другой блок прокручивается стартером. Перед пуском необходимо ознакомление с кривыми выбега роторов при последнем останове и их анализ. При наличии отклонений от нормальных кривых выбега всех роторов пуск должен производиться с повышенным вниманием к отклонениям.

При наличии подозрений на задевания желательны вначале проворачивание роторов, а затем электропрокрутка блоков ТНД и ТВД, т. е. холодная прокрутка их стартерами. Предпочтительно наличие стартеров на обоих блоках. Для судовых двигателей характерно: необходимая мощность стартера на валу НД в три-четыре раза должна превышать таковую на валу ВД. Холодная прокрутка проводится в течении 120 с.

Холодная прокрутка производится в следующих случаях:

- при нормальной подготовке к запуску;
- при необходимости прослушать роторы ГТД и навешенные агрегаты при их вращении;
- после аварийной остановки для охлаждения ГТД;
- при промывке проточной части ГТД;
- при консервации масляной системы.

Если стартер установлен только на валу ВД, то перед КВД образуется небольшое разрежение, а после воспламенения его рабочая точка приближается к границе устойчивости. До нижних оборотов собственной устойчивости (около 0,3 от номинальных) турбина и электростартер работают совместно. Холостым ходом считается режим, близкий к $n_{\text{блока}} \approx 0,5n_{\text{номин}}$. На этом режиме при закрытых клапанах антипомпажного устройства необходим прогрев двигателя в течение пяти минут.

После прохождения необходимых переключений в работе масляных насосов осуществляется дополнительный прогрев двигателя в течение 10 мин. Общая длительность запуска с набором полной нагрузки — не более 30 мин.

После выхода ГТУ на номинальный режим работы необходимо руководствоваться инструкцией по эксплуатации и осуществлять регистрацию и контроль за параметрами работы двигателя и потребителя мощности.

Останов двигателя может быть нормальным, экстренным и аварийным. В условиях, не являющихся аварийными, необходимо всегда производить нормальный останов двигателя.

При проведении нормального останова кроме выдержек для снижения температуры необходимо дополнительное включение масляных насосов для охлаждения опор. Затем после проверки отсутствия заклинивания роторов вновь проводится их холодная прокрутка.

Экстренная остановка производится обслуживающим персоналом при возникновении аварийной ситуации на агрегате или при несрабатывании защит агрегата и проходит без предварительного охлаждения ГТД.

Аварийный останов двигателя происходит при срабатывании защит в случае отклонения параметров от нормы без вмешательства персонала.

7.2.2. Обычный набор работ по обслуживанию судовых ГТД

В связи с тем, что конструктивные особенности судовых ШТД не позволяют производить ремонтные работы на месте установки двигателя, а требуют замены его и отправки на специализированное ремонтное предприятие, обслуживание таких двигателей нацелено на минимизацию образования крупных дефектов и своевременную диагностику повреждений. К обязательным работам по обслуживанию ГТД судового типа можно отнести:

- наружный осмотр и проверку целостности крепежа агрегатов, узлов и систем;
- осмотр электрических, масляных и газовых коммуникаций;
- осмотр магнитных сигнализаторов стружки и стружкоулавливателей (при обнаружении стружки проводится осмотр масляных фильтров и маслобака двигателя; при наличии стружки вопрос о дальнейшей эксплуатации решается совместно с предприятием-изготовителем);
- промывку масляных фильтров опор и при необходимости замену отдельных элементов фильтров;
- физико-химический анализ масла из маслобака двигателя;
- осмотр (наружный) в целях обнаружения мест коррозии или нарушения лакокрасочных покрытий; при обнаружении проводится их восстановление путем удаления коррозии с поверхностей, обезжиривания их и подкраски с последующей сушкой;
- проверку один раз в год блокировок и защит ГТУ, а также центровок соединений.

Составной частью технического обслуживания ГТД является промывка проточной части, которая проводится либо в зависимости от наработки ГТУ (например, каждые 3000 ч), либо в случае повышенной, более определенного допустимого значения, температуры продуктов сгорания за ТВД. Промывка осуществляется с использованием моющих растворов. Для предотвращения обмерзания проточной части промывку рекомендуется проводить при положительных температурах наружного воздуха.

Последовательность операций по промывке проточной части двигателя:

- изменение обвязки ГТД, исключающее попадание моющего раствора в масляные полости и к контрольно-измерительным приборам;
- подготовка моющего раствора и подача его по промывочным коллекторам к форсункам;
- подготовка ГТУ и проведение холодной прокрутки с подачей моющего раствора в проточную часть;
- промывка водой (температура 60...80 °С) в целях удаления остатков моющего раствора (до 100 л);
- пуск ГТУ до выхода на режим холостого хода и работа в течение нескольких минут для просушки проточной части.

После операций промывки и просушки ПЧ необходимо взять пробы масла из системы смазки и в случае обнаружения воды необходимо провести замену масла. Для заправки системы смазки, если нет специальных указаний, используется масло для судовых ГТД либо масло МС-8П. Разрешается смешивание указанных масел в любых пропорциях.

7.2.3. Некоторые работы по обслуживанию судовых ГТД, производимые на остановленном агрегате

В случае остановки двигателя на длительное время возможно выполнение эндоскопирования проточной части турбомашин в целях обнаружения повреждений лопаток и элементов статора. Для проведения этой работы следует пользоваться инструктивными материалами завода-поставщика (рис. 7.3).

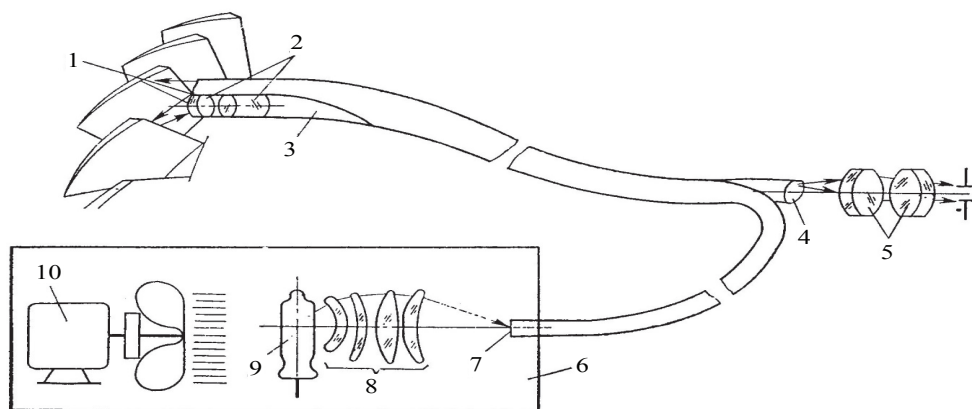


Рис. 7.3. Схема гибкой смотровой трубки и источника освещения:

1, 7 — торцы осветительного световода; 2, 4 — объектив кривого поля и коллектив; 3 — жгут, передающий изображение; 5 — окуляр; 6 — источник освещения; 8 — конденсор; 9 — галогенная лампа; 10 — вентилятор

В объем технического обслуживания двигателя входит также замена агрегатов, узлов и контрольно-измерительных приборов, имеющих ограниченный срок службы и выработавших свой ресурс. Для наиболее важных измерений необходима тарировка показаний.

По камере сгорания производится осмотр форсунок, жаровых труб, пламеперекидных патрубков и других деталей под техническим руководством представителя предприятия-изготовителя.

К числу проводимых на камере сгорания работ относится также замена агрегатов зажигания (воспламенителя), электростартера, импульсного регулятора температуры, термопары и др.

В конструкции агрегата должен быть заложен доступ ко всем обслуживаемым узлам для их осмотра и проведения упомянутых выше и других работ.

7.2.4. Некоторые конструктивные требования, предъявляемые к новым ГТУ с судовыми двигателями

Конструкция соединения газоотвода двигателя с газоходом к дымовой трубе должна исключать возникновение заметных усилий на двигатель при сохранении герметичности соединения.

На выходе из двигателя должен быть размещен глушитель шума выхлопа. Должен быть предусмотрен отбор воздуха на обогрев КВОУ с температурой $\sim 450^\circ\text{C}$, давлением 0,21 МПа ($2,1\text{ кг/см}^2$) с расходом до 1,1 кг/с. Газогенератор ГТД и его силовая турбина должны быть расположены на отдельных рамах, допускающих независимую замену как одной, так и другой составных частей.

В конструкции двигателя следует предусмотреть наличие легкоразборного теплозвукоизолирующего кожуха предпочтительно панельно-арочной конструкции.

Охлаждение двигателя должно осуществляться наружным воздухом, подаваемым под кожух и сбрасываемым в газоход. Отказ вентиляторов охлаждения не должен вызывать немедленной остановки двигателя.

Маслосистемы двигателя и потребителя мощности отдельные. Маслосистема двигателя следует устанавливать на полу укрытия непосредственно возле блока ГТД.

Предпочтительно выделение силовой турбины в самостоятельный агрегат, ремонтируемый на месте и не отсоединяемый от потребителя мощности.

7.3. Вопросы обслуживания авиационных ГТД при эксплуатации их в газотранспортных и энергетических установках

Поступающие конвертированные авиационные двигатели должны быть затарены таким образом, чтобы соответствовать условиям их хранения. Последнее должно быть оговорено в инструкции изготови-

теля. При длительном хранении может быть предусмотрена повторная консервация.

При подготовке к монтажу в составе всего агрегата двигатель должен пройти расконсервацию и тщательный осмотр.

Направленность работ по техническому обслуживанию — предупреждение неисправностей и устранение их при обнаружении или сигнализации системой технической диагностики.

Хотя вся установка должна быть оснащена системой двухступенчатой очистки воздуха и противообледенительной системой входного тракта, конструкцию двигателя необходимо приспособить к периодической промывке проточной части и ее сухой очистке.

Энергетические установки, использующие ГТД, работающие на жидком топливе, должны быть оборудованы системой подогрева топлива зимой.

Газоперекачивающие агрегаты, использующие ГТД, должны быть оборудованы такой системой подготовки топливного газа, которая исключала бы выпадение газового конденсата после дросселирования газа в дозаторе (топливном клапане).

Как энергетические установки, так и газоперекачивающие агрегаты с ГТД должны быть оснащены системой подавления шума, вызываемого работой двигателя. Эта система должна учитывать весь спектр звуковых частот и уровень звукового давления.

Противопожарная система, которой оснащается энергетическая или газоперекачивающая установка, должна учитывать особенности конструкции двигателя. ГТД может быть снабжен собственным противопожарным оборудованием.

Допустимая токсичность выхлопных газов должна учитывать состав и особенности поступающего в камеру сгорания топлива. В СТО Газпром 2—3.5—138 установлены нормативы выброса NO_x в отработавших газах для современных ГТУ с низкоэмиссионными камерами сгорания 100 мг/м^3 ; с малоэмиссионными камерами сгорания 50 мг/м^3 . Содержание оксида углерода в отработавших газах не должно превышать 300 мг/м^3 .

Почти все работы, выполняемые при техническом обслуживании судовых двигателей, характерны и для авиационных ГТД.

Для авиаГТД предпочтительно наличие сопроводительной технической документации двух типов:

1) более краткая документация об особенностях обслуживания конкретного ГТД по сравнению с другими подобными установками;

2) подробная информация с технологическими картами по устранению неисправностей и проведению регламентных работ для специалистов по данному виду ГТД.

Для авиационных двигателей, используемых на земле, важны эксплуатационная технологичность и технологичность при техническом обслуживании. Под термином «технологичность» здесь следует понимать минимизацию затрат на выполнение работ по обслуживанию, обеспечиваемому при проектировании. Авиационные ГТД, используемые по прямому назначению, приспособлены к предполетному и послеполетному обслуживанию. При использовании на земле необходимость в частом обслуживании удорожает эксплуатацию.

Основной формой технического обслуживания авиационных ГТД являются *регламентные работы*, дополняемые внеплановым техническим обслуживанием.

Периодичность регламентных работ устанавливается разработчиками двигателей по календарным срокам или по длительности наработки.

Задачей регламентных работ является предупреждение отказов двигателей в эксплуатации, поддержание основных параметров ГТД в предусмотренных инструкциями пределах, увеличение межремонтных периодов эксплуатации, обеспечение продолжения эксплуатации.

При регламентных работах уделяется внимание деталям и устройствам, где может происходить старение материалов (например, резины) и коррозия, или деталям, работающим в условиях полусухого трения.

В процессе регламентных работ производятся диагностические операции, установление причин отклонений, профилактические меры по предупреждению отказов, операции по текущему ремонту.

Работы по техническому обслуживанию должны быть тесно связаны с работой системы *технической диагностики*, о чем будет сказано ниже. Техническое диагностирование ГТД опирается на развитую систему контроля, сообщающую сведения о параметрах работы двигателя и его систем, но должно содержать и заключение о состоянии двигателя. Наиболее важными являются сведения о температуре рабочего тела перед или за силовой турбиной, сведения о вибросостоянии двигателя, отклонениях в работе масляной системы.

В системе диагностики могут быть отдельные блоки (например, оперативная диагностика перед запуском, блок, входящий в систему управления, блок диагностики при техническом обслуживании и др.).

Могут содержаться сведения об остаточном ресурсе напряженных высокотемпературных деталей.

В отличие от турбоустановок на подшипниках скольжения, авиационные ГТД должны быть снабжены сигнализаторами о появлении металлической стружки в масле.

В случае, если известен точный диаметр входного лемнискатного конфузора перед входом в осевой компрессор, по разрежению после него и по температурам воздуха на входе и газа на выходе из СТ можно судить о величине полезной мощности ГТД, необходимости промывки проточной части компрессора и т. п.

Общими вопросами по обслуживанию ГТУ с судовыми и авиационными двигателями являются:

- регулярное обслуживание нормально работающих двигателей;
- контроль состояния элементов конструкции и систем двигателя для предупреждения отказов и неисправностей;
- профилактическая замена элементов для предотвращения отказов;
- восстановление работоспособности двигателей, вышедших из строя в результате отказов;
- введение в двигатель улучшающих мероприятий, разработанных на основе опыта его использования.

Результаты плановых обслуживаний предусматривают работы по очистке, промывке, дефектации, смазочно-заправочные, устранение обнаруженных неисправностей.

Очистка и промывка относится, с одной стороны, к жидкотопливной и масляной системам, а с другой — к газозоудшному тракту двигателя. Промывочные составы для тракта должны быть эффективны для условий, в которых работает двигатель.

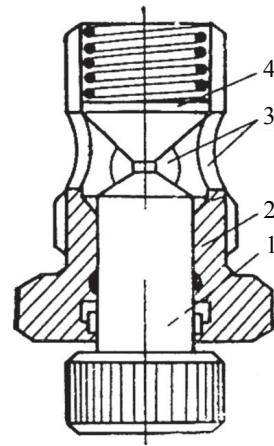
Дефектации должны подвергаться как все лопатки компрессора, так и все лопатки турбины с помощью осмотров через эндоскоп и другими, рекомендованными заводом-изготовителем средствами.

Для часто останавливаемых и пускаемых двигателей, например предназначенных для пикового электроснабжения, важна еще эксплуатационная технологичность, т. е. минимизация работ после останова и перед последующим запуском.

Более прогрессивным является обслуживание двигателей по техническому состоянию, для чего нужна развитая система технической диагностики.

По масляной системе она включает в себя, в частности, магнитные пробки (рис. 7.4), сигнализаторы стружки, анализ проб масла, контроль долива масла, контроль омического сопротивления масляной пленки.

При диагностировании остановленного двигателя важно использование методов неразрушающего контроля: эндоскопов, ультразвукового и токовыхревого контроля, рентгеноскопии.



7.4. Вопросы контроля и контролепригодности

Рис. 7.4. Магнитная пробка:

- 1 — постоянный магнит;
- 2 — штуцер; 3 — окна;
- 4 — клапан

Эффективная эксплуатация газотурбинных установок, как энергетических, так и приводных, возможна только при надежном функционировании систем контроля и защиты, являющихся составной частью системы автоматического управления. Ко всем измерительным средствам следует относиться с определенной долей недоверия, так как часто по различным причинам возможны неправильные их показания. Поэтому наиболее ответственные измерения обычно дублируют.

Схема основных измерений судового ГТД представлена на рис. 7.5. К наиболее важным параметрам при эксплуатации энергетических ГТУ относится температура газа за турбиной, а в приводных ГТУ следует в первую очередь отнести частоту вращения роторов, так как она характеризует степень нагруженности агрегата. При расчетных параметрах перекачиваемого тела номинальная частота вращения силовой турбины свидетельствует о близкой к номиналу мощности, если при этом приведенная частота вращения турбокомпрессора тоже мало отличается от номинальной. На старых агрегатах частоту вращения измеряли с помощью тахогенераторов, для защиты использовали реле скорости, а вторичные приборы были градуированы в физических оборотах. На более новых приводных ГТУ для этих целей использовали комплекс тахометрических преобразователей с сигнализаторами «Турбина». Этот комплекс обеспечивает и защиту от превышения ча-

стоты вращения. Наиболее удобна для эксплуатационного персонала градуировка вторичного прибора в процентах от номинальной частоты вращения. Частоту вращения пускового двигателя также иногда измеряют, но более простым устройством, обеспечивающим как сигнализацию, так и защиту при превышении допустимой частоты вращения.

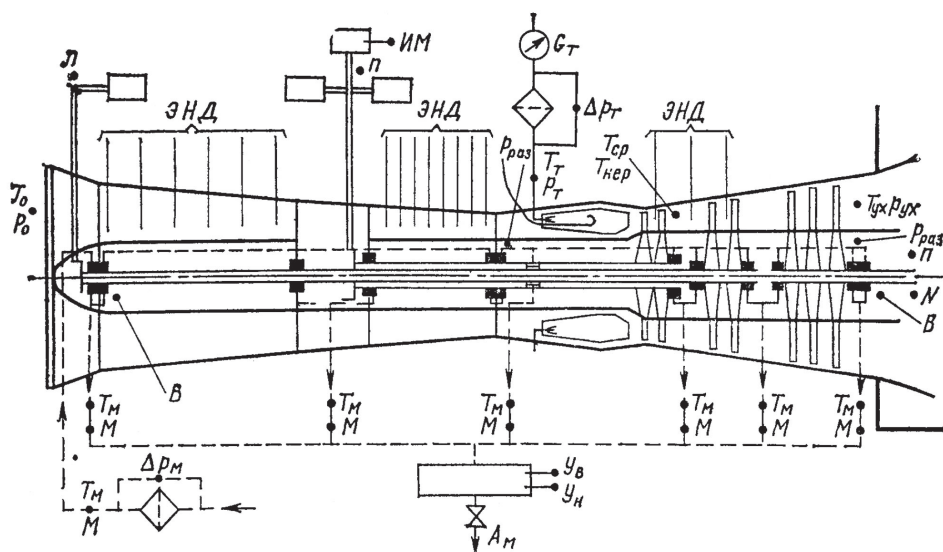


Рис. 7.5. Схема диагностических измерений судового ГТД с учетом эндоскопирования [7]:

ЭНД — осмотр эндоскопом; T_{cp} , $T_{нер}$ — замер температуры за ТВД и неравномерности температурного поля; T_M — температура масла на выходе из опор; n — замер частоты вращения блоков ГТД; G_T , p_T , T_T , Δp — расход, давление, температура топлива и перепад давления на фильтре; T_0 , p_0 , T_{yx} , P_{yx} — температура и давление воздуха на входе и газа на выходе из ГТД; M — магнитные пробки; N , n — замер мощности и частоты вращения силового вала; B — замер вибрации; Y_B , Y_H — замер расхода масла; A_M — анализ масла; T_M , ΔP_M — параметры масляной системы

К наиболее важным параметрам, контролирующим работу приводных ГТУ, относится и температура газа за турбиной. Безопасность работы ГТУ больше характеризует температура перед турбиной, однако при $t_t > 750...800^\circ\text{C}$ общепотребительные промышленные термодатчики за короткий срок теряют свои свойства и занижают показания, а их гильзы из жаропрочных сплавов из-за охрупчивания материала могут разрушиться и повредить проточную часть турбины. Поэтому темпе-

ратуру перед турбиной определяют пересчетом с выхлопа, используя данные по фактической степени расширения в турбине. Заводы-разработчики дают кривые допустимой температуры за турбиной в зависимости от давления за компрессором.

Термопары (термоэлектрические преобразователи, термоэлектрические пирометры) используют как для измерения температур потоков, так и металла турбины. Принцип их действия — развитие определенной электродвижущей силы (ЭДС) при разности температур спаев. Наиболее распространены термопары из термоэлектродов хромель-алюмель. Они развивают удобную для измерений ЭДС и имеют высокий срок службы при умеренной температуре (до 800 °С). Необходимую периодичность проверки градуировки термопар указывают в технической документации. Для кратковременных измерений хромель-алюмелевые термопары можно применять до температуры 1100 °С.

Большую ЭДС развивают термопары с хромель-копелевыми термоэлектродами, что позволяет повысить точность измерений, однако максимально допустимая температура их применения — 600 °С при длительной работе и до 800 °С — при кратковременной. Чем толще термоэлектроды, тем дольше служит термопара, но и тем больше ее тепловая инерция, т. е. отставание показаний при переходных процессах. Из-за этого на неустановившихся режимах действительные температуры в данный момент времени существенно отличаются от показываемых прибором. Для исследовательских целей используют специальные термопары из тонких длинных термоэлектродных проволок, обмотанных кремнеземистой нитью с пропиткой специальным лаком или помещенных в тонкий стеклочупок.

Поскольку развиваемая термопарой ЭДС относится к определенной разности температур между горячим и холодным спаями, последний или термостатируют (поддерживают определенную температуру), или для учета температуры, отличающейся от температуры холодного спая при градуировке (0 °С), используют специальные компенсационные коробки.

При встроенных камерах сгорания необходимо, чтобы число термопар в выходном патрубке, расположенных по окружности, соответствовало числу горелочных устройств. В этом случае по разности показаний термопар можно судить об окружной неравномерности температур перед турбиной. При превышении разности температур, оговоренной заводом-изготовителем, продолжение эксплуатации недопусти-

мо, так как перекося температур может вызвать коробление статорных деталей турбины, задевания в проточной части, повреждение промежуточных патрубков и т. д.

В связи с тем, что в новых ГТУ и ГТД существенно повышены температуры газа и в конструкциях появились воздухоохлаждаемые

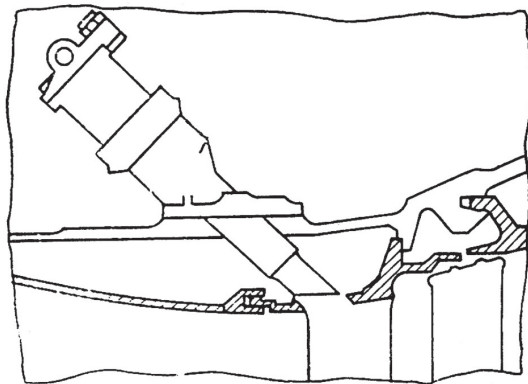


Рис. 7.6. Схема установки пирометра в турбине ГТД

сопловые и рабочие лопатки, их температурное состояние нужно контролировать. На рис. 7.6 показана схема установки оптического пирометра для контроля температуры рабочих лопаток первой ступени ТВД.

Ранее для измерения температур за турбиной использовали сравнительно малоинерционные термопары ТХА-280М, затем они были заменены термопреобразователями ТХА-2174, ТХА-1085. С помощью термопар измеряют температуру в газоотводящем тракте (после первого поворота и перемешивания потока), металла статора, иногда — перед силовой турбиной. В некоторых ГТУ определяют разность температур за турбиной и в тракте и др. Наиболее важные показания термопреобразователей выводятся не только на запись, но и на защиту. В авиационных двигателях НК-16СТ измеряют температуру газа перед свободной турбиной с помощью четырех хромель-алюмелевых термопар.

Менее высокую температуру, например температуру воздуха перед и за осевым компрессором или газа перед и за нагнетателем, измеряют с помощью термометров сопротивления (термопреобразователей сопротивления). Их принцип действия — изменение электрического сопротивления проводника при изменении температуры. Термопреобразователи сопротивления изготавливают из тонкой (0,05–0,1 мм) проволоки, намотанной на стержень из диэлектрика и помещенной в защитный футляр (корпус). Материал проволоки — медь, никель или платина. Наиболее распространены медные термопреобразователи типа ТСМ с наружными диаметрами 8 и 5 мм. Термопреобразователи сопротивления обеспечивают повышенную точность измерений, но имеют более высокую инерционность, чем термопары. Вторич-

ные преобразователи температуры, например температуры воздуха перед и за осевым компрессором или газа перед и за нагнетателем, измеряют с помощью термометров сопротивления (термопреобразователей сопротивления). Их принцип действия — изменение электрического сопротивления проводника при изменении температуры. Термопреобразователи сопротивления изготавливают из тонкой (0,05–0,1 мм) проволоки, намотанной на стержень из диэлектрика и помещенной в защитный футляр (корпус). Материал проволоки — медь, никель или платина. Наиболее распространены медные термопреобразователи типа ТСМ с наружными диаметрами 8 и 5 мм. Термопреобразователи сопротивления обеспечивают повышенную точность измерений, но имеют более высокую инерционность, чем термопары. Вторич-

ными приборами для них служат электронные мосты, одно- и много-точечные, позволяющие, кроме измерения, вести запись параметров и защиту при превышении предельных значений.

С помощью термопреобразователей сопротивления измеряют, кроме ранее указанных параметров, температуру металла подшипников ГТУ, температуру масла на сливе из подшипников, в маслобаке, до и после маслоохладителей, температуру воздуха, поступающего в систему охлаждения статора турбины.

В каждом опорном подшипнике ставят обычно два датчика, в каждом упорном — четыре. Очень важно соблюсти одинаковое малое расстояние от термометра до рабочей поверхности подшипника. При разное в постановке термодатчиков показания их будут сильно отличаться. Рост температуры в одном из подшипников свидетельствует о наличии в нем повышенного трения, например вследствие недостаточного поступления масла (засорение фильтра) или попадания посторонних частиц. Показания этих термопреобразователей и масла на сливе из подшипников обычно выводят на регистрацию и защиту. Важно конструктивными и монтажными приемами исключить повреждения в масляных полостях изоляции и оплетки кабеля от датчика ко вторичному прибору и возрастания сопротивления линии, так как это может вызвать ложное срабатывание защиты и аварийный останов ГТУ.

Давления измеряют как в тракте ГТУ, так и в газовых и масляных полостях и коммуникациях. Поэтому датчики давлений — наиболее многочисленны среди всех в системе контроля. Среди газовых, воздушных и жидкостных измерений давления особенно важны измеренные давления перед форсунками, в коллекторе топливного газа перед и за осевым компрессором. Во входном патрубке компрессора имеет место разрежение и его измеряют, например, с помощью мембранного датчика тяги ДТ-250.

Для измерения давлений, выводимых на щит управления, в большинстве случаев используют электрические манометры, которые через реле давления выдают на щит токовый сигнал, унифицированный по электрическим параметрам. Давление масла измеряют преимущественно манометрами, сгруппированными на местном щите манометров. При необходимости выдачи импульса на сигнализацию и защиту ранее применяли электроконтактные манометры. Для местных измерений в зонах с повышенной вибрацией используют виброустойчивые манометры. Для измерения давлений и перепадов давлений при-

меняют также тензорезисторные взрывозащищенные преобразователи типа «Сапфир».

Во многих стационарных ГТУ защитное устройство по осевому сдвигу роторов выполнено путем измерения давления масла, вытекающего из небольшого сопла на вращающуюся торцевую поверхность ротора. При опасном осевом перемещении ротора и уменьшении зазора давление масла возрастает, вследствие чего замыкается контакт на электроконтактном манометре или другом приборе, и это вызывает срабатывание защиты. Такое реле осевого сдвига отличается высокой надежностью.

Для измерения расходов применяют различные дроссельные или сужающие устройства — диафрагму с острой кромкой, измерительное сопло, конфузор и т. п. Возникающий при этом перепад статического давления определяют с помощью различных дифференциальных манометров. Недостаток дроссельных устройств — невосполнимые потери полного давления. Поэтому их не используют для эксплуатационного замера воздуха через ГТУ (ГТД). Однако целесообразно иметь постоянный замер расхода топливного газа, так как небольшая потеря давления в этой линии не играет роли (газ дросселируется), а периодическая проверка экономичности ГТУ важна для эксплуатации.

Расход воздуха через компрессор можно замерить с помощью тарированного входного конфузора, однако точность этого измерения обычно невысока. Если измерительное устройство выполнено в соответствии со стандартизированными правилами, то в тарировке его нет нужды. В некоторых специальных случаях возникает необходимость выполнить дополнительное или контрольное измерение расхода с помощью трубки полного напора (трубки Пито). Такое измерительное средство должно быть протарировано индивидуально, т. е. в конкретных условиях его применения.

Для измерения уровня масла в различных отсеках маслобака используют искробезопасное реле уровня или поплавковый сигнализатор уровня с конечными выключателями. При недопустимом повышении или понижении уровня масла на щит управления поступает сигнал. Измеряют также уровень масла в гидроаккумуляторе, если он служит для аварийной защиты подшипников.

Для контроля за факелом в камере сгорания раньше использовали фотореле, которое нужно было охлаждать водой или топливом, что

неудобно. В дальнейшем для этой цели стали применять прибор «Пламя», который реагирует на низкочастотные пульсации факела. Распространено также использование обычных термомпар.

Важнейший параметр, характеризующий надежностное состояние агрегата, — вибрация роторов ГТУ и их опор. Для контроля, сигнализации и защиты по вибрации на подшипниках компрессора турбины и потребителя мощности новых стационарных ГТУ одно время применяли контрольно-сигнальное устройство с двумя вибропреобразователями ВВК-331. Датчики, установленные на крышках подшипников или корпусе агрегата, позволяют измерять виброскорость смещения в вертикальном и поперечном оси направлениях. Принцип их действия пьезоэлектрический. Датчики могут работать при ограниченной температуре и поэтому в местах с повышенной температурой нуждаются в охлаждении. Для измерения вибрации роторов нагнетателя, сигнализации и защиты обычно используют контрольно-сигнальную аппаратуру типа КСА-15. В ней применен вихретоковый преобразователь во взрывобезопасном исполнении. Измеряют виброперемещение (амплитуду колебания) ротора. Эта же аппаратура может быть использована для контроля за осевым смещением ротора. На двигателе НК-16СТ аппаратура, контролирующая вибрацию, выдает информацию о виброскорости опор газогенератора и свободной турбины и осуществляет защиту.

На авиадвигателях старой конструкции отдельно существовали наружные вибродатчики в целях контроля уровня вибраций с роторной частотой. На трех элементах конструкции двигателя, состояние которых контролируется, ставили встроенные вибродатчики с вибропреобразователями. Кроме этого, на новых двигателях ставилась система виброакустической диагностики, оснащенная анализаторами спектрального анализа, позволяющая получать спектрограммы.

Контролепригодность новых двигателей значительно выше, чем старых. Все важные параметры регистрируются и выводятся на мониторы системы автоматического управления. В отношении контролепригодности авиационных и судовых двигателей можно видеть деление их на три группы измерений:

- опасный заброс температуры газа и приближение к границе помпажа;
- внезапное нарастание вибрации двигателя, особенно сопровождаемое перегревом подшипников;

- медленно развивающиеся нарушения, основанные на диагностической информации, получаемой при диагностических обследованиях (будет рассмотрено в следующем параграфе).

Важное значение имеют магнитные пробки — это детекторы магнитной стружки, размещаемые в системе удаления масла (см. рис. 7.4), отмечающие наличие ферромагнитных частиц. Кроме пробок используются сигнализаторы стружки, которые реагируют на немагнитную стружку и замыкают электрическую цепь сигнализатора.

Регулярно проводится анализ проб масла и контроль долива масла. Раньше сигнализаторов стружки выявляет дефекты и срабатывает контроль омического сопротивления масляной пленки (к вращающемуся валу прижимается меднографитовая щетка).

Появление трещин или других дефектов на лопатках обнаруживается с помощью эндоскопов или бороскопов, представляющих собой оптические приборы со встроенным источником света (см. рис. 7.3).

При хорошей доступности обследуемых деталей иногда применяют ультразвуковой и токовихревой контроль обследуемых деталей и даже рентгеноскопию. Эти методы используются при техническом обслуживании остановленного турбоагрегата.

Существуют также приборы для определения технического состояния неразборных подшипников. Для осмотра повреждений на торцах рабочих лопаток ТВД и на бандажных полках рабочих лопаток ТНД и силовой турбины существует специальный эндоскоп.

Итак, система контроля и контролепригодности дает сведения о термодинамической эффективности работы ГТД и необходимую оперативную информацию о возможных дефектах в работе элементов ГТУ, способных привести к отказу в работе двигателя и затратам на внеплановый ремонт.

7.5. Типичные неисправности и диагностика технического состояния ГТУ транспортного типа

В упрощенном понимании техническая диагностика — процесс определения технического состояния ГТУ и ее составных частей в целях принятия решения о необходимых мерах для продолжения эффективной эксплуатации. Правильнее будет назвать этот процесс тех-

ническим диагностированием. Техническим состоянием называется состояние объекта, которое характеризуется в определенный момент времени, при определенных условиях внешней среды, значениями параметров, установленных технической документацией на объект.

В более широком плане техническая диагностика — отрасль знаний, исследующая техническое состояние объектов, разрабатывающая методы определения технических состояний, а также принципы построения и организацию использования системы диагностирования. В пределах объема и направленности настоящего издания возможно только краткое ознакомление с проблемами технической диагностики ГТУ и разрабатываемыми путями их решения.

В процессе эксплуатации ГТУ под влиянием различных неблагоприятных факторов в них происходят изменения, влияющие как на экономичность, так и на надежность работы ГТУ. В частности, в осевом компрессоре происходит загрязнение и эрозия лопаточного аппарата, увеличение радиальных зазоров в проточной части и уплотнениях. Это выражается в снижении напора и КПД компрессора, смещении рабочих точек к границе помпажа, недоборе полезной мощности, перерасходе топливного газа, а также грозит поломками лопаток, так как вследствие повышенной вибрации лопаток в них могут возникнуть усталостные напряжения, приводящие к образованию трещины.

В камере сгорания может увеличиваться процент токсичных выбросов, возрастать неравномерность температурного поля на выходе, возможны местные перегревы, коксование горелок, прогары элементов жаровой трубы, появление в ней термоусталостных трещин, наклепа или износа в местах соединения КС с газовпускным патрубком.

В турбине также происходит увеличение радиальных зазоров в проточной части и уплотнениях, эрозионный износ лопаток, в том числе их жаростойких покрытий, возможны перегревы лопаток ТВД, прогары охлаждаемых лопаток, появление трещин в выходных кромках и коробление лопаток. Иногда наблюдается появление трещин в гребнях дисков, ослабление посадки дисков на вал.

В пластинчатых регенераторах появляются утечки воздуха в газовый тракт, которые растут пропорционально числу пусков и остановов (теплосмен) из-за появления новых и возрастания старых неплотностей.

В опорных подшипниках скольжения возможны отслаивание и растрескивание баббитового слоя, сколы, износ, риски от попавших посторонних частиц, натир, «натягивание» баббита; в упорных под-

шипниках — натиры на упорных колодках. Для подшипников качения агрегатов ГТУ может возникать масляное голодание, нередко разрушения сепараторов, раскалывание колец и тел качения.

Для масляной системы характерно: увеличенный расход масла вследствие его утечек наружу и в газовые полости ГТУ, шламование масла, местные перегревы, появление стружки и других посторонних частиц, разжижение масла вследствие попадания в него газового конденсата (если топливо — природный газ) и др.

Существующая эксплуатационная система контроля ГПА, описанная в предыдущем параграфе, представляет достаточно полную информацию об общей работе агрегата, однако для использования ее в целях диагностирования технического состояния ГТУ необходимо выполнить определенную вычислительную работу. Во многих случаях штатная система КИП не в состоянии предотвратить возможность внезапных отказов, так как зарождение трещин в ответственных деталях, эрозионные подрезы лопаток и многие другие опасные нарушения не фиксируются.

Во всех случаях важно обнаружить неисправности на возможно ранней стадии из развития.

По фактическому техническому состоянию ГТУ можно классифицировать как агрегат исправный, неисправный, но работоспособный, и неработоспособный. Одни дефекты больше связаны с конструкторско-производственными факторами, другие — с эксплуатационными. К последним относят режимы работы, чистоту рабочих сред, соблюдение требований по проведению технического обслуживания и ремонта, неукоснительное выдерживание правил технической эксплуатации. При одинаковой наработке в часах и числе пусков одностипные ГТУ часто имеют различное техническое состояние — из-за случайного характера некоторых производственных отклонений и эксплуатационных воздействий.

Для выявления тех или иных нарушений, влияющих как на надежность, так и на экономичность ГТУ, техническая диагностика как отрасль знаний использует определенные диагностические признаки и специальную аппаратуру.

Важно обнаружить неисправности ГТУ, влияющие преимущественно на надежность, средствами технической диагностики на работающем или остановленном агрегате, не допуская его вынужденного останова или длительного простоя для непланового ремонта.

Появление трещин в рабочих лопатках компрессора в стационарных установках штатной системой КИП никак не регистрируется. На остановленном агрегате они могут быть обнаружены с помощью эндоскопов. Однако имеются примеры успешного контроля за появлением трещин в этих лопатках с помощью специального прибора, фиксирующего изменение положения торцевой поверхности лопатки по отношению к статору. Частичное разрушение рабочих лопаток компрессора или турбины повышает уровень вибрации соответствующего ротора, изменяет акустические характеристики, понижает частоту вращения турбокомпрессора в двухвальных ГТУ при той же приведенной температуре газа. Появление наружных трещин в пазах дисков ротора можно зафиксировать только на остановленном агрегате (рис. 7.7).

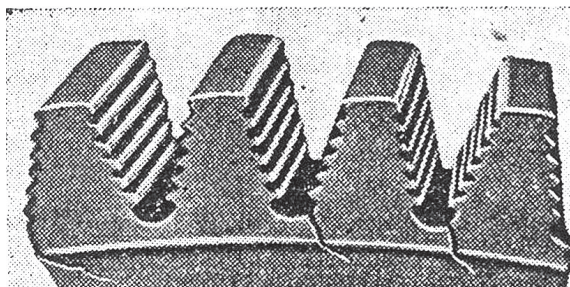


Рис. 7.7. Усталостные трещины в пазах турбинного диска

Об отложениях в горелках КС, их коксовании, появлении перегревов жаровых труб, влияющих на надежностное состояние ГТУ, можно судить по неравномерности температурного поля за камерой или даже за турбиной, изменению акустических характеристик КС.

О нарушении работы подшипников скольжения судят прежде всего по температуре металла и масла на сливе, а для подшипников качения — по металлическим включениям в отработавшем масле. О нарушении работы зубчатых передач судят по изменению их акустических характеристик и по появлению продуктов износа в масле.

О нарушениях работы масляной системы судят по увеличенному доливу масла, изменению физико-химических свойств масла, возросших перепадах давлений на масляных фильтрах.

Важный надежностный диагностический признак — время выбега ротора при останове. Увеличение длительности выбега — сигнал о неблагополучии в подшипниках или задеваниях в проточной части.

Неисправности, влияющие на эффективность работы ГТУ, отражаются на выходных показателях агрегата, таких как полезная мощность ГТУ и КПД ГТУ. Наиболее характерны из них: загрязнение проточной части турбомашин, увеличение радиальных зазоров в лопаточном аппарате и в уплотнениях компрессора и турбины, изменение площади выходного сечения сопловых аппаратов турбин, рост утечек воздуха в регенераторе. Известные диагностические признаки этого в двухвальных ГТУ — недостижимость расчетной частоты вращения турбокомпрессора и силовой турбины при номинальной температуре газа, трудность запуска (повышаются обороты самоходности).

Изготовителями разработаны подробные методические указания и инструкции по определению мощности и оценке технического состояния проточной части приводных ГТУ. Укажем формулировку методик, применяемых для этой цели.

1. По степени расширения газа в турбине, для чего нужно заранее определить некоторые коэффициенты для каждого типа ГТУ.

2. По степени сжатия в цикле с использованием заводских кривых и поправочных коэффициентов (для ГТУ простого цикла).

3. По расходу воздуха с использованием данных тарировки конфузора на входе в компрессор.

4. По параметрам газового компрессора и расходу газа через него (с измерением перепада на входном конфузоре).

5. По приведенным характеристикам газового компрессора.

Для приводных ГТУ с постоянной частотой вращения вала компрессора используют измерение расхода топливного газа.

В качестве количественных оценок смещения характеристик ГПА, ГТУ или нагнетателя принимаются коэффициенты технического состояния по КПД K_η или по мощности K_N :

$$K_\eta = \frac{\eta}{\eta_0}; K_N = \frac{N}{N_0},$$

где η , N — КПД и мощность агрегата (нагнетателя) в данный момент времени; η_0 и N_0 — КПД и мощность в исходном состоянии агрегата (нагнетателя) в начале их эксплуатации на компрессорной станции или после проведения очередного ремонта (номинальные значения).

Коэффициент технического состояния определяют вначале для приведенной мощности, а затем вводят поправки на отличие приведенной

температуры газа от номинальной. Коэффициентом технического состояния по мощности называют отношение фактической приведенной мощности к номинальной.

В настоящее время в эксплуатационных условиях в той или иной мере применяют методы диагностики, которые используются для повышения надежности турбомашин: параметрическую, диагностику на остановленном агрегате и разборную диагностику.

В понятие параметрической диагностики применительно к ГПА включаются все методы диагностики по состоянию и изменению параметров работающего агрегата (рис. 7.8). Параметрическая диагностика подразделяется:

- на термогазодинамическую;
- вибрационную;
- акустическую;
- диагностику по изменению физико-химических параметров ГПА.

В настоящее время разработаны модели для диагностирования газозоудушного тракта ГТУ отдельно для двух- и трехвальных двигателей, что важно при применении судовых двигателей на земле. Составлены алгоритмы диагностирования и функциональные схемы, позволяющие использовать их в комплексной автоматизированной системе диагностики, создаваемой на базе технических средств автоматизированной системы управления технологическими процессами.

Эффективное направление развития диагностирования надежного состояния — вибрационная и виброакустическая диагностика. На начальном этапе по результатам измерения уровня вибрации и по тенденции его изменения во времени судили о степени опасности тех или иных неисправностей. По мере развития вибродиагностики перешла к количественной оценке технического состояния узлов, используя различные диагностические признаки. Это позволяет судить об остаточном ресурсе узлов и предотвратить вынужденный останов ГТУ.

С развитием всех направлений технической диагностики становится достижимой и такая цель, как внедрение системы обслуживания и ремонта агрегата по его фактическому техническому состоянию.

Для реализации этой цели необходим непрерывный или периодический контроль ряда параметров. Техническое состояние ГТУ характеризуется комплексом параметров. Конструкция ГТУ позволяет

непрерывно или периодически контролировать эти параметры. Важно, чтобы методы и средства диагностирования выявляли неисправности на ранней стадии. Это предупредит большие затраты времени и труда при развитии неисправности к отказу в работе ГТУ.

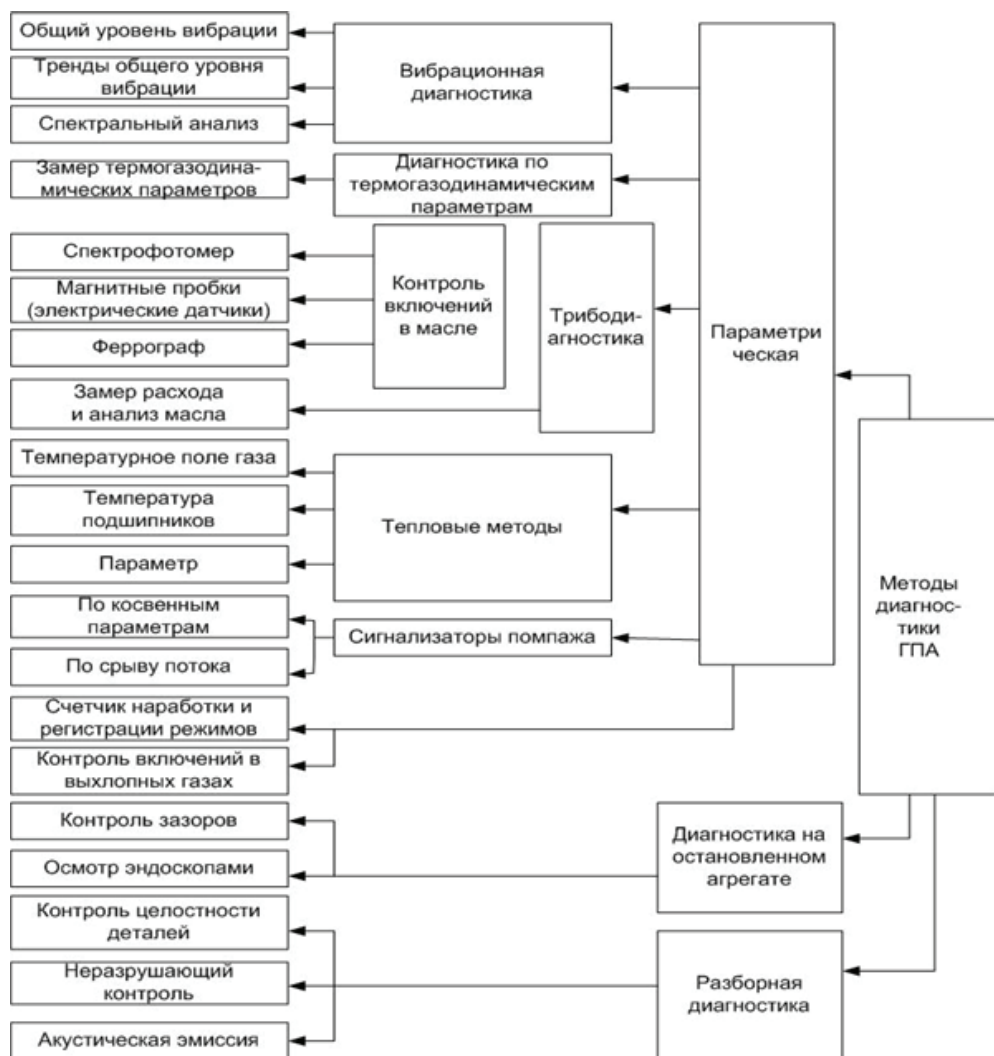


Рис. 7.8. Методы и средства технического диагностирования ГТД

Диагностирование возможно и эффективно при хорошей контроле-пригодности ГТУ или ГТД с добавлением диагностических устройств, позволяющих определить фактическое техническое состояние ГТУ.

7.6. Особенности технической диагностики ГТД на подшипниках качения

Большинство ГТД, судовых или авиационных, при установке на земле являются двух- или трехвальными.

Техническое диагностирование таких ГТД состоит из трех частей: оценка состояния, поиск неисправности и прогноз состояния. Если состояние ГТД оценивается обобщенным параметром, то при его отклонении производится поиск неисправностей. Более распространен другой подход: установлено наличие конкретной неисправности путем перебора диагностических признаков возможных неисправностей, а по нему судят о работоспособности ГТД.

Часть информации поступает из системы централизованного контроля. Методы и средства технического диагностирования ГТД, основанные на контроле, представлены на рис. 7.9.

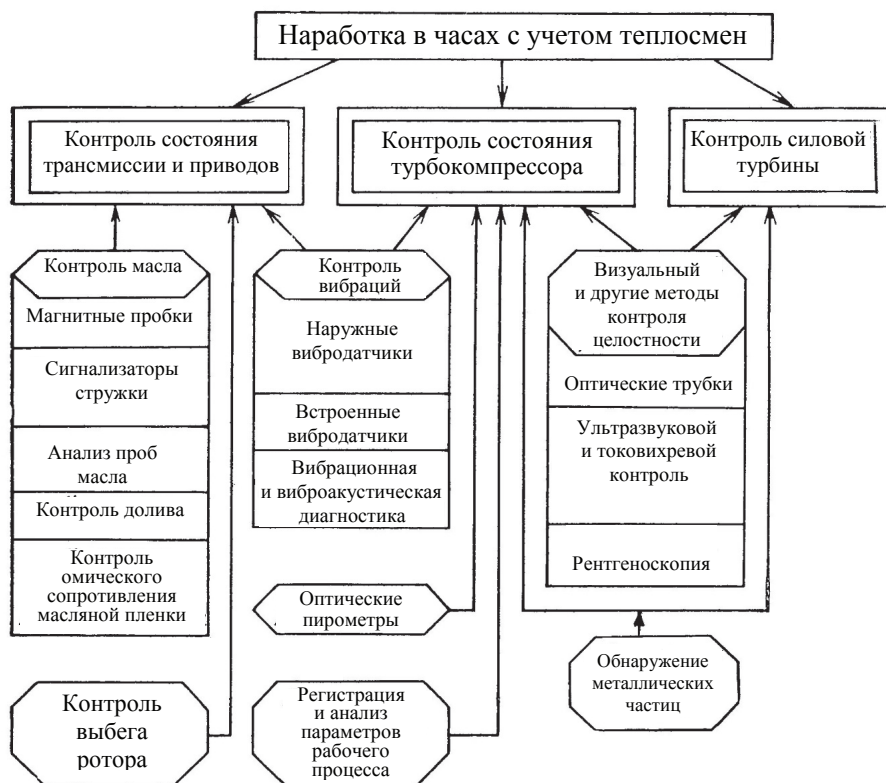


Рис. 7.9. Структурная схема методов контроля ГТД [7]

Значительное число неисправностей вызывает повышенную вибрацию роторов и их опор. К ним относится возникающая неуравновешенность роторов, например вследствие обрыва лопатки или ее части, расцентровка муфт, ослабление затяжки крепежа статора, пульсационное горение в камере сгорания, неисправность подшипников качения, близость одного из компрессоров к помпажу (обычно КНД).

Значительное развитие получила *вибраакустическая диагностика*, которая, например, с помощью приборов и заложенных в них алгоритмов анализа спектров огибающей вибросигналов позволяет выявить ряд дефектов в подшипниках качения на ранней стадии их разрушения.

Состояние лопаток и камеры сгорания можно проверить при стоянке с помощью жестких или гибких эндоскопов с обязательным фотографированием (рис. 7.10).

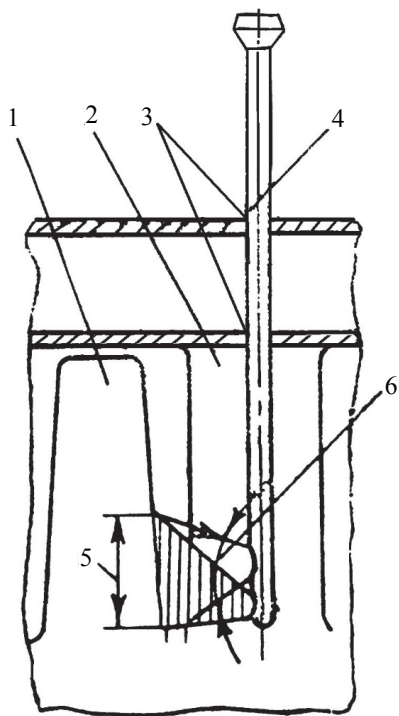


Рис. 7.10. Схема осмотра с помощью линзового эндоскопа рабочих лопаток компрессора:

- 1 — рабочая лопатка;
- 2 — спрямляющая лопатка;
- 3 — лючки; 4 — эндоскоп;
- 5 — освещенный участок;
- 6 — угол поля зрения

В смазочном масле могут появиться различные включения. Для анализа включений используют магнитные сигнализаторы стружки (магнитные пробки), спектрофотометры. Периодичность осмотра магнитных пробок 500–1000 ч. Выполняется спектральный анализ масла.

Измерение температуры воздухоохлаждаемых рабочих лопаток турбины производится фотоэлектрическим пирометром. В Уфе выпускаются устройства, позволяющие фиксировать температуру каждой рабочей лопатки и давать сигнал о неблагополучиях.

Обнаружение целостности элементов ГТД методом *акустической эмиссии* (АЭ). Источниками АЭ являются развивающиеся трещины, которые генерируют упругие волны, регистрируемые на высоких частотах (48–800 кГц) приемным преобразователем в виде пьезоэлектрического датчика.

Для обнаружения повреждений подшипников качения и их масляного голодания на основе АЭ разработаны специальные приборы.

Для обнаружения перегрева деталей ГТД, возникающего в процессе эксплуатации, используют ферритометры (альфафазометры) — при доступе к подозреваемым деталям. Для обследования внутренних полостей и лопаточного аппарата, как упоминалось, большое развитие получила *эндоскопическая диагностика*.

Большинство неисправностей компрессора, характерное для судовых ГТД, присуще и стационарным ГТУ: это появление трещин в НЛ или РЛ, коробление корпуса, эрозионное изнашивание лопаток и т. д.

Для турбин судового ГТД также возможны трещины и повреждения в соплах и рабочих лопатках, коробление корпуса или его частей, перегрев диска, трещины в пазах диска, вытяжка рабочих лопаток, нарушение охлаждения рабочих лопаток.

К неисправностям камер сгорания судовых двигателей также относятся трещины, прогар и деформация обечаек жаровых труб, нагарообразование на жаровых трубках, засорение или закоксование форсунок (при жидком топливе).

Распространенными неисправностями подшипников и масляной системы, как и у авиадвигателей, являются износ (разрушение) подшипников, засорение масляного фильтра, утечка масла в систему суфлирования. Контроль износа стальных деталей осуществляется с помощью магнитных пробок, устанавливаемых на отводящих линиях.

На двигателе АЛ-31СТ лопатки роторов турбин высокого и низкого давления проверяются также *люминесцентным* или *капиллярным* методом, который позволяет на очищенной поверхности металлических деталей обнаружить самые мелкие дефекты. На этом двигателе, как и на многих других, имеется достаточное количество лючков и других отверстий, позволяющих добраться до осмотра всех ответственных деталей.

7.7. Представление об автоматизированной системе диагностики

Для перехода к эксплуатации ГТД и ГТУ по их техническому состоянию нужны непрерывно-действующие методы определения данного состояния. Для этого необходима автоматизированная система

диагностирования (АСД). Такими системами в настоящее время обеспечиваются все новые ГПА. Практически все ранее установленные агрегаты для обеспечения надежной и бесперебойной работы также модернизируются с установкой современных САУ и АСД.

Примером одной из первых систем является разработанная в конце 90-х годов «Оргтехдиагностикой» и «Двигателями НК» автоматизированная система диагностирования для двигателей НК-38СТ и НК-36СТ, структурная схема которой представлена рис. 7.11. АСД воспринимает информацию с автоматической системы управления МСКУ-СС с датчиков и сигнализаторов, установленных на двигателях и ГПА. Эта система непрерывно контролирует и диагностирует двигатели с частотой один раз в секунду.

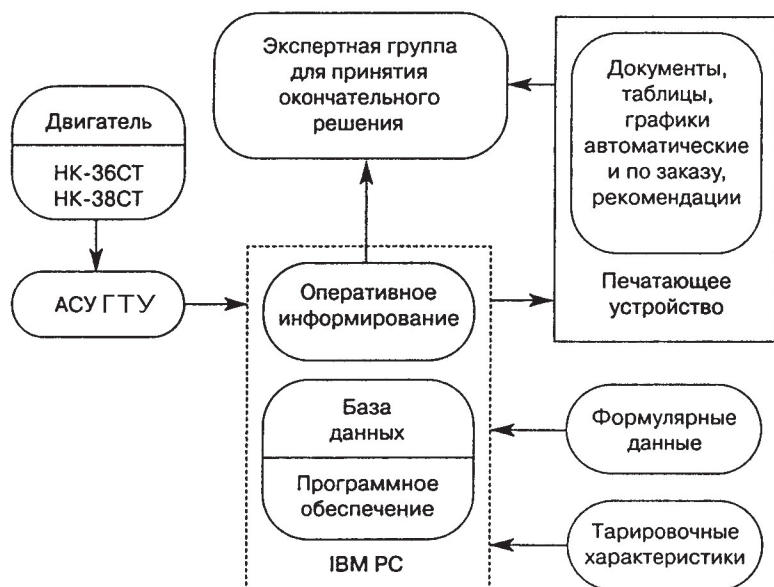


Рис. 7.11. Структурная схема АСД

При появлении диагностического сообщения и рекомендации АСД выдает ее персоналу. Оперативный персонал может запросить информацию в расширенном виде.

При запуске системы в эксплуатацию оператор должен вручную ввести в нее данные из формуляра двигателя, его дроссельные характеристики, материалы приемно-сдаточных характеристик. Система анализирует введенные данные и в случае допущения ошибки сообщает об этом.

АСД контролирует и диагностирует в двигателе вибросостояние, маслосистему, систему автоматического регулирования, состояние проточной части.

В систему АСД входит ПЭВМ, монитор, принтер, линии связи АСД и МСКУ, программное обеспечение и техническое описание.

Каждая АСД выполняет следующие операции:

- принимает и хранит исходную информацию, вводимую оператором;
- принимает аналоговые и дискретные параметры из МСКУ с частотой 1 Гц, используемые для диагностирования двигателя;
- проводит математическую обработку поступающей информации;
- контролирует достижение предельных значений параметров, появление сигнала аварийного состояния и неправильного функционирования углов и систем;
- формирует рекомендации по обнаружению и ликвидации неисправностей;
- автоматически выдает на монитор и печать диагностические сообщения, по запросу — дополнительную информацию.

База данных АСД содержит:

- сведения из формуляра двигателя;
- базовые значения мощности и расхода топлива и поправки к ним;
- сведения о выполненных ремонтах, регламентных работах;
- информацию, необходимую в алгоритмах диагностирования.

По информации системы можно определить предотказное состояние двигателя и избежать больших затрат на ремонт.

Алгоритмы действий данной системы заложены и в современных системах диагностики и контроля оборудования. Принято выделять в таких системах две основных составляющих — систему мониторинга и систему диагностики.

Система реального времени (система мониторинга), осуществляет сигнализацию в агрегатную автоматику, ведение базы данных в системе реального времени (ретроспективной базы данных) и определение остаточного ресурса оборудования (прогнозирование);

Система диагностики, осуществляет ведение истории состояния агрегата и периодическое определение дефектов оборудования и его узлов.

Таким образом, в системе диагностики и контроля оборудования можно выделить всего три подсистемы, принимающие решения:

- Подсистему аварийной сигнализации, действующую на основании сравнения с установками статистических характеристик сигнала от датчика;
- Подсистему мониторинга, действующую на основании определения тенденций изменения спектральных составляющих вибрации и других параметров рабочего процесса оборудования, позволяющую производить определение фактической наработки оборудования с учетом реального режима его загрузки;
- Подсистему диагностики, представляющую собой расширенную и дополненную экспертными правилами подсистему мониторинга.

Современные системы диагностирования предусматривают два уровня диагностирования: оперативную и постоперативную диагностику.

Оснащение газотурбинных агрегатов современными штатными системами контроля параметров и диагностирования позволяет измерять не только основные термогазодинамические величины, по которым традиционно проводится оценка технического состояния. Перспективные разработки оценки состояния объектов газовой промышленности базируются на измерениях состава выхлопных газов, контроля состава масла и т. д.

7.8. Надежность газотурбинных установок

Надежность ГТУ определяют как свойство объекта сохранять во времени в установленных пределах значения всех параметров, характеризующих способность выполнять требуемые функции в заданных режимах и условиях применения, технического обслуживания, хранения и транспортирования. При этом мощностные и экономические показатели, потребность в обслуживании и ремонте должны быть тоже в заданных пределах. С одной стороны, надежность зависит от совершенства оборудования, с другой — от уровня технического обслуживания, от организации и качества ремонта. Реально уровень надежности определяется при длительной эксплуатации ГТУ.

В более широком плане надежность включает безотказность, долговечность и ремонтпригодность. Безотказность — свойство ГТУ сохра-

нять работоспособность в течение некоторого времени или наработки. Долговечность — свойство сохранять работоспособность с перерывами для технического обслуживания и ремонта до наступления предельного состояния, когда затраты на восстановление работоспособности изделия уже нецелесообразны. Ремонтопригодность, рассматриваемая в этой главе, характеризует приспособленность ГТУ к предупреждению отказов, восстановлению работоспособности ГТУ путем проведения профилактического технического обслуживания и ремонтов. Под отказом понимают нарушение работоспособности ГТУ.

Для оценки надежности разных изделий существуют различные показатели. Наиболее важные для ГТУ: коэффициент готовности K_r и наработка на отказ $T_{отк}$.

Коэффициент готовности это вероятность того, что объект окажется в работоспособном состоянии в произвольный момент времени, кроме планируемых периодов, в течение которых применение объекта по назначению не предусматривается.

$$K_r = T_p / (T_p + T_{в.п}),$$

где T_p — суммарное время работы ГТУ за отчетный период; $T_{в.п}$ — время вынужденного простоя за этот же период.

Наработка на отказ — это наработка от начала эксплуатации до момента возникновения отказа

$$T_{отк} = T_p / n_{отк},$$

где $n_{отк}$ — число отказов. Отказу обычно предшествуют скрытые или явные дефекты и неисправности.

Применяют также коэффициент технического использования за отчетный период — это отношение математического ожидания суммарного времени пребывания объекта в работоспособном состоянии за некоторый период эксплуатации к математическому ожиданию суммарного времени пребывания объекта в работоспособном состоянии и простоев, обусловленных техническим обслуживанием и ремонтом за тот же период:

$$K_{т.и} = T_p / (T_p + T_{в.п} + T_{ППР}),$$

где $T_{ППР}$ — длительность планово-предупредительных ремонтов.

Характеристики надежности определяют для определенного периода: календарного года или полугода работы, межремонтного перио-

да. В процессе длительной эксплуатации обычно существует три отличающихся периода: приработки (наладки, освоения), нормальной эксплуатации и повышенного износа. Последний период более четко выражен для ГТУ типа транспортных ГТД. Периоды условно делят по такому критерию как интенсивность отказов. Для вновь осваиваемых агрегатов первый период нередко занимает несколько лет, интенсивность отказов достаточно велика, но со временем снижается. При установившейся нормальной эксплуатации возникновение отказов носит случайный характер, и может быть связано с проводимыми ремонтными работами и заменой деталей. В заключительный период отказы учащаются из-за суммарного воздействия повреждений.

Отказы разделяют на внезапные и постепенные. Первые большей частью связаны с недостаточным обеспечением средствами технической диагностики и недостоверной интерпретацией результатов диагностирования. Постепенным отказам предшествует накопление неисправностей и дефектов.

Рассмотрим характер и причины отказов различных элементов всех типов ГТУ при несвоевременном проведении ремонтных работ и нарушении правил эксплуатации.

Большая группа отказов связана с лопаточным аппаратом компрессора и турбины. Среди них значительное место занимают вибрационные поломки преимущественно рабочих лопаток по корневому сечению (рис. 7.12), иногда по впадине первого зуба, а также по периферийным уголкам. Излом при этом носит усталостный характер. Возможные причины: появление непредусмотренных возмущающих сил, например вследствие местного перекрытия части направляющего венца, отступлений в выдерживании шагов или углов установки направляющих лопаток при изготовлении или при переоблопачивании во время ремонта, обледенение ВНА, работа компрессора в неустойчивой (предпомпажной) или запрещенной заводом-изготовителем зоне, изменение виброхарактеристик лопаток из-за эрозионного износа или отступлений при выполнении хвостового соединения. Сильные задевания по концам лопаток также могут вызвать поломки усталостного характера. Эрозионный износ лопаток может иметь вид и местных подрезов.

Для лопаток турбины характерны также деформация кромок, прогары воздухоохлаждаемых лопаток, местное выкрашивание вследствие перегрева или вытяжка, обрыв части пера рабочей лопатки вследствие вибрации, термоусталостное растрескивание, обезлегирование поверхностно-

го слоя, рост зерна в лопатках из никелевых сплавов, сильная эрозия при исчезновении защитного покрытия или его растрескивании (рис. 7.13). Возможны поломки лопаток и вследствие дефектов материала.

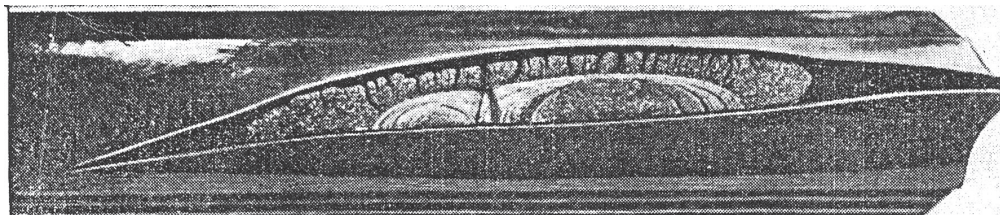


Рис. 7.12. Поверхность усталостного излома лопатки компрессора

Плотные отложения большой толщины на лопатках первых ступеней компрессора также могут вызвать изменение их виброхарактеристик с появлением опасных резонансов. При переоблопачивании ротора с кольцевыми пазами и тангенциальной заводской лопатки в зоне замков могут быть созданы повышенные местные напряжения за счет чрезмерного натяга. Распространено и повреждение лопаток компрессора и турбины посторонними предметами, попадающими в патрубки турбомашин.

Если лопатки имеют хороший запас по усталостной прочности, то в результате их вибрации трещины могут появиться на гребнях или в пазах ротора. Вообще роторы турбомашин — наиболее механически напряженные узлы ГТУ. Отсутствие чертежных радиусов закруглений, различные надрезы вызывают недопустимую концентрацию напряжений и могут привести к тяжелой аварии.

Для турбин с консольно посаженными дисками на радиальных пальцах может наблюдаться ослабление посадки дисков, перекосы вследствие задеваний лопаток, иногда ползучесть материала, нарушения в работе системы охлаждения.

Очень распространенный дефект для турбин с несовершенным охлаждением статорных деталей — коробление обойм, особенно имею-

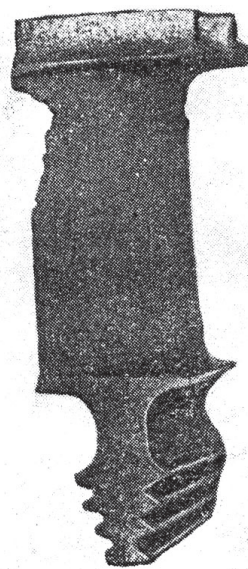


Рис. 7.13. Коррозионно-эрозионное повреждение кромки лопатки из сплава ХН70ВМТЮФ

щих горизонтальный разъем, с последующими опасными задеваниями в проточной части. Встречающееся оплавление лопаток турбины, если топливо — природный газ, может вызываться преимущественно попаданием конденсата в топливный газ, а прогары полых охлаждаемых лопаток — нарушениями в работе системы их охлаждения, иногда (при встроенных камерах сгорания) чрезмерной длиной факела, а для сопловых лопаток — неравномерностью температурного поля.

Для камер сгорания и газовпускных патрубков характерны прогары стенок жаровой трубы КС и стенок газовпускных патрубков вследствие искажения аэродинамики факела, его перекоса; нагарообразо-

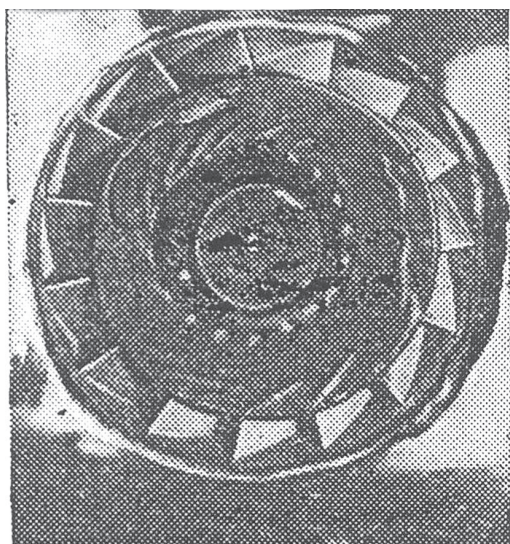


Рис. 7.14. Образование нагара на форсунке и завихрителе

вание в КС (рис. 7.14) с полным нарушением ее работы; засорение части отверстий в горелках; трещины в стенках жаровой трубы (рис. 7.15) и газовпускного патрубка вследствие повышенной пульсации факела, иногда вследствие термоусталости; некоторая пульсация пламени, часто вызывающая износ в месте соединения жаровой трубы и газовпускного (переходного) патрубка.

К внезапным отказам относят и помпаж осевого компрессора на рабочих режимах вследствие повышенного сопротивления всасывающего тракта (например, из-за загрязнения фильтров тонкой очистки, обледенения, закрытия жалюзи), из-за неравномерного температурного поля при работе противообледенительной системы, когда плохо перемешаны теплый и основной воздух. Увеличение радиальных зазоров в проточной части и загрязнение лопаток уменьшают запас по устойчивой работе. Причиной помпажа на переходных режимах может быть резкое возрастание подачи топлива при наборе нагрузки, при пуске — нарушение настройки открытия противопомпажных клапанов и прикрытия лопаток регулируемых направляющих аппаратов.

При жестком присоединении выхлопного газохода, а в регенеративных агрегатах вследствие некомпенсированных усилий воздухо-

проводов большого диаметра возможен отрыв лап корпуса от опор. Это вызывает недопустимое повышение вибрации из-за изменения жесткости системы и опасные задевания в проточной части.

Для подшипниковых узлов и зубчатых передач характерны повреждение упорных подшипников из-за неодинаковой нагрузки упорных колодок, чрезмерных динамических осевых усилий, например при помпа-

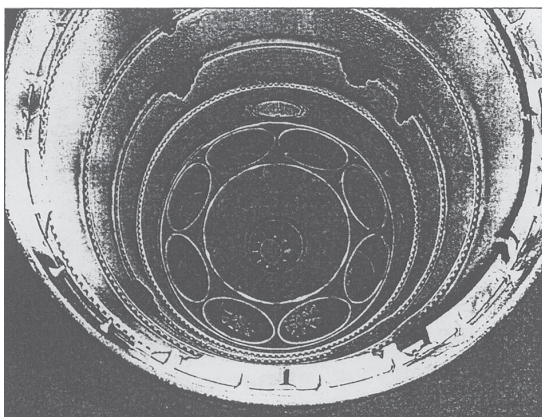


Рис. 7.15. Камера сгорания DLE с повреждениями

же, недостаточной чистоты масла, высокой его температуры и т. п.; выход из строя опорных подшипников вследствие повышенной вибрации роторов (выкрашивание или отслоение баббита), неудовлетворительного маслоснабжения; износ баббитового слоя как результат длительной прокрутки роторов тихоходными валоповоротными устройствами; возрастание зазоров в лабиринтовых уплотнениях вследствие их износа, нарушение овальности расточек, что способствует появлению низкочастотной вибрации ротора на масляной пленке; выкрашивание металла с поверхности зубьев и питтинг в приводе к главному масляному насосу или пускового устройства из-за чрезмерных контактных напряжений, недостаточной поверхностной твердости и вязкости, вибрации, неудовлетворительной смазки и других причин.

Для отказов в системе маслоснабжения характерны: падение давления масла, повышенное пенообразование, увеличенное содержание в масле газового конденсата, воды, продуктов коррозии и других механических частиц, загазованность. Очень опасны разрывы напорных маслопроводов, что возможно при повышенной их вибрации.

В элементах системы гидравлического регулирования ГТУ нередко шламовые отложения, отказы из-за некачественной фильтрации масла, чрезмерного насыщения его газами.

Много хлопот доставляют многочисленные внезапные отказы элементов САУ, особенно при ложном срабатывании защит из-за плохого состояния коммуникаций, неисправности вторичных приборов. Каждый ложный останов приводит к лишним резким теплосменам для вы-

сокотемпературных деталей, сокращает ресурс ГТУ. Опасны и неправильные показания приборов, особенно важных температурных замеров.

Надежность эксплуатации и состояние ГТУ во многом зависят от уровня вибрации роторов и опор. Причины повышенных вибраций: неуравновешенность роторов, недостаточные натяги на крышках подшипников, задевания в уплотнениях, повышенная вязкость масла (низка его температура), несоосность валов турбины и генератора, недостаточная жесткость опор и др.

Для пластинчатых регенераторов характерно постепенное нарастание утечек циклового воздуха (выражается в снижении мощности и экономичности ГТУ) вследствие недостаточной термоэластичности, появления и развития трещин по мере увеличения числа теплосмен.

Вышеизложенное описание многочисленных дефектов приведено здесь потому, что в системе транспорта природного газа сохранилось большое число приводных ГТУ стационарной конструкции, прошедших неоднократные ремонты.

В отношении выявления действительных причин отказы можно разделить на простые (явные) и сложные (скрытые). В первом случае причина отказа может быть установлена однозначно и во время работы ГТУ по некоторым отказам сообщается системой сигнализации. В других случаях различные причины могут быть так тесно переплетены, что сразу не удастся установить, где основная причина, а где следствие. При аварийном останове система сигнализации также может указать несколько причин одновременно. Установление фактической причины отказа — начальный этап работы по его устранению.

Физически причины отказов тоже можно разделить на две группы: случайные и систематические. Случайные отказы связаны с непредусмотренными перегрузками, сбоями систем управления и т. д. Систематические отказы возникают в результате длительного воздействия каких-либо факторов, приводящих к изменению свойств материала (эрозия, коррозия, старение, ползучесть).

Все отказы и необходимые мероприятия по обеспечению надежности ГТУ можно разделить на конструкторские, технологические, производственные и эксплуатационные.

Наиболее подробно разработаны и достаточно известны конструкторские методы: тщательное проектирование с обширными расчетными исследованиями и отработкой элементов на моделях, всесторонние испытания и доводка головных образцов на специальных стендах,

внесение конструктивных изменений по результатам опытной и групповой эксплуатации.

Несколько менее известны применяемые в стационарном газотурбостроении технологические методы повышения надежности, заимствованные из транспортного двигателестроения и разработанные специально. К ним можно отнести следующие:

- рациональный выбор материала деталей, наиболее подходящего для данных условий работы и связанного с технологией изготовления;
- выбор вида заготовки, обеспечивающей необходимые свойства детали при рациональных затратах на ее изготовление, например точнолитые охлаждаемые лопатки турбины, горячая штамповка для лопаток из никелевых сплавов, дающая необходимую мелкозернистую структуру металла, прецизионная штамповка лопаток компрессора и т. д.;
- использование точного литья с ориентированной структурой при затвердевании, например с направленной кристаллизацией, для высоконагруженных рабочих лопаток ТВД;
- применение жаростойких и теплозащитных покрытий направляющих и рабочих лопаток турбины для увеличения срока их службы, износостойких покрытий деталей, подверженных абразивному износу;
- снятие остаточных растягивающих напряжений после механической обработки и создание в поверхностном слое напряжений сжатия, например за счет деформационного упрочнения;
- алмазное шлифование пера лопаток компрессора, повышающее износостойкость поверхности; применение электрохимической обработки для изготовления лопаток, обеспечивающей хорошее состояние поверхностного слоя;
- различные методы повышения конструктивного предела выносливости лопаток: виброгалтовка, ультразвуковое упрочнение, гидродробеструйный наклеп и т. д.;
- снижение шероховатости шеек и галтелей за счет алмазного выравнивания, что повышает износостойкость и усталостную прочность;
- широкое использование химико-термических методов (азотирование, цианирование), процессов диффузионного насыщения поверхности (алюмосилицирование, диффузионное хромирование), специальных гальванических покрытий.

Значительное влияние на надежность оказывает процесс производства. Главное здесь: стабильность выдерживания технологии, соблюдение заданной точности изготовления, тщательный контроль. Входной контроль за материалами, заготовками, полуфабрикатами позволяет исключить изготовление деталей из некондиционных материалов.

Все узлы и детали проходят стандартный пооперационный контроль на различных стадиях производства с использованием неразрушающих методов.

Особенно тщательный контроль предусмотрен за лопатками, роторами, рабочими колесами и другими вращающимися деталями. Охлаждаемые детали (лопатки, обоймы, ротора и др.) проверяют на равномерность поступления охлаждающего воздуха. Снимают паспорта горелок, завихрителей КС, характеристики узлов регулирования. Герметичность корпусных узлов ГТУ и нагнетателя, находящихся под давлением, проверяют гидроиспытанием. Некоторые заводы проводят разгонные испытания роторов всех турбомашин.

Заключительная стадия изготовления — испытания собранной ГТУ при рабочих температурах и максимальной частоте вращения роторов.

Некоторые неисправности, более характерные для судовых и конвертированных авиационных двигателей

При длительной эксплуатации на земле транспортных двигателей возникает ряд неисправностей, обнаруживаемых при обслуживании или с помощью диагностической системы.

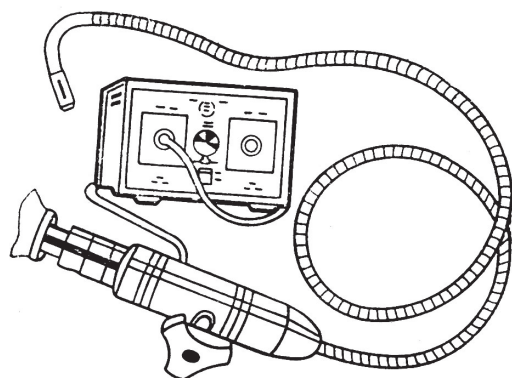


Рис. 7.16. Гибкий эндоскоп
с блоком питания

Компрессор

1. Трещины в направляющих и рабочих лопатках, выявляемые при эндоскопическом осмотре (рис. 7.16); повреждения пера посторонними мелкими предметами.

2. Эрозионное изнашивание лопаток вследствие недостаточно качественной подготовки воздуха.

3. Загрязнение лопаток отложениями пыли, плохо удаляемыми при промывках.

4. Коробление корпуса, особенно в части высокого давления.
5. Срабатывание вершин рабочих лопаток вследствие задеваний.
6. Износ бандажей (полок) в обандаженных лопатках

Турбина

1. Перегревы сопловых аппаратов и прогары охлаждаемых сопел из-за повышенной неравномерности факела в камере сгорания.
2. Коррозионно-эрозионное повреждение покрытий лопаток.
3. Частичное коробление статорных деталей из-за малоциклового усталости.
4. Тещины в бандажной полке и выкрашивание кромок лопаток (рис. 7.17 и 7.13).
5. Увеличение радиальных зазоров в лабиринтных уплотнениях и над рабочими лопатками.

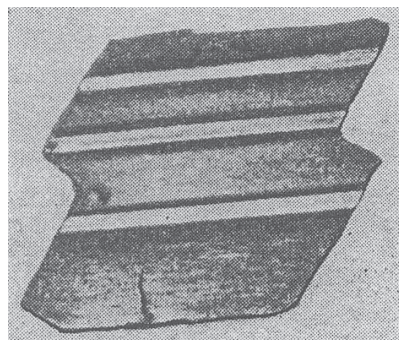


Рис. 7.17. Трещины в бандажной полке лопатки из сплава ЭП220, вызванные статическими нагрузками в условиях коррозионных повреждений

Камера сгорания

1. Прогары и деформация обечаек. Трещины в жаровой трубе.
2. При работе на жидком топливе повышенное нагарообразование.
3. Разрыв сопел в форсунках при работе на жидком топливе.
4. Повышенная токсичность выбросов, особенно при замене вида и сорта топлива.

Подшипники и масляная система

1. Выход из строя подшипников качения.
2. Засорение масляного фильтра.
3. Подтекание масла и его попадание в проточную часть.

79. Ремонт и ремонтпригодность

Первые газотурбинные конвертированные авиадвигатели, установленные на земле, за рубежом одновременно размещались на судах. В связи с тем, что над машинным отделением корабля находятся различные надстройки, извлечение двигателя для ремонта требовало

дополнительных работ, и это предопределило такие изменения в конструкции конвертируемого двигателя, которые позволяли бы провести максимум возможных ремонтных работ на месте установки.

Снижению трудоемкости ремонтных работ способствовала модульная конструкция двигателя, т. е. деление его на ряд сравнительно легко и надежно сопрягаемых частей — модулей. Агрегат выполняется из нескольких модулей, которые расстыковываются по вертикальным разъемам. Каждый модуль может быть извлечен для ремонта или замены. По такому пути пошли фирмы «Роллс-Ройс» в двигателях RB-211, «Олимп», фирмы UTC в двигателе FT-4 и др. Дороговизна модульной конструкции оправдывалась снижением затрат на ремонт.

Отечественное судовое газотурбостроение в бывшем Советском Союзе, а затем на Украине, расположенное в основном в городе Николаеве, пошло по другому пути. Здесь двигатель представлял собой единое целое для капитального ремонта, для которого требовалось специализированное предприятие. В настоящее время ремонтные базы для судовых двигателей создаются и на территории России, например в Тюмени. Тем не менее значительное число регламентных работ (по текущему ремонту) можно выполнить на месте установки. Конструктивная схема такой ГТУ, иллюстрирующая возможности ее ремонта, представлена на рис. 7.18.

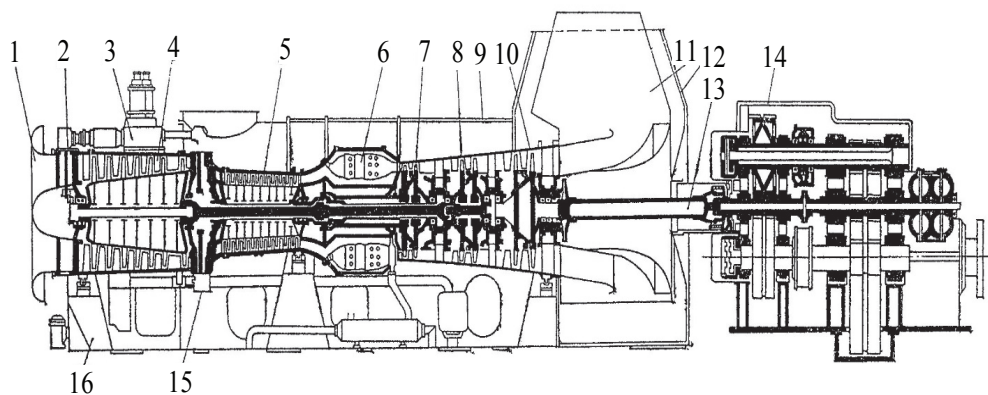


Рис. 7.18. Конструктивная схема судовой ГТУ авиационного типа:

- 1 — воздухоприемный патрубок; 2 — передняя коробка приводов;
- 3 — основная коробка приводов; 4 — КНД; 5 — КВД; 6 — КС; 7 — ТВД;
- 8 — ТНД; 9 — кожух двигателя; 10 — турбина винта; 11 — газоотводный
- патрубок; 12 — кожух газоотводного патрубка; 13 — рессора; 14 — редуктор;
- 15 — маслоагрегат; 16 — рама двигателя

Регламентные работы по двигателю должны производиться после очередной промывки или очистки.

Конструкция основных узлов судовых ГТД должна быть понятна из предыдущего материала. Там же был рассмотрен вопрос о выделении силовой турбины в отдельный блок.

Эффективным укрытием таких двигателей является вентилируемый металлический бокс со стенками, покрытыми изнутри звукопоглощающим материалом. Бокс должен иметь откидные стенки, дающие доступ для наружного осмотра, разборки горелочных устройств камер сгорания и для эндоскопических осмотров лопаток компрессора и турбины. Обычно при трубчато-кольцевой конструкции камеры сгорания закладывается возможность извлечения жаровых труб.

Если при проектировании двигателя предусмотрена высокая модульность конструкции, допускающая замену крупных блоков, то это должно быть учтено в конструкции блока. Работы по обслуживанию и диагностике судовых ГТД, упомянутые в предыдущем материале, можно в полном объеме выполнить на двигателе, если есть доступ к стенкам корпуса и к горелочным устройствам КС с обеих сторон двигателя. В конвертированных авиационных двигателях это, как правило, обеспечивается. В их наружном корпусе делается достаточное количество лючков и других отверстий для тщательного осмотра лопаток компрессора и турбины. Кроме этого, лопатки первой ступени КНД и последней ступени турбины могут быть обследованы со стороны входного патрубка компрессора и выходного патрубка силовой турбины. В некоторых двигателях, чаще судового типа, над проточной частью между подшипниками делается продольный горизонтальный или вертикальный разъем, допускающий замену отдельных направляющих лопаток. Труден доступ только к подшипникам качения, вследствие чего они должны выбираться на большой срок службы. Если при осмотре с помощью эндоскопов обнаружено большое число лопаток, имеющих дефекты, то замена таких лопаток должна производиться в ремонтных центрах.

При тщательном эндоскопическом осмотре лопаток компрессора могут быть обнаружены лопатки с небольшими дефектами. На рис. 7.19 показан эскиз направляющей лопатки с устранением дефектов [8].

Допустимые для ремонта повреждения на кромках пера лопаток устраняют выборкой материала полукруглым напильником или надфи-

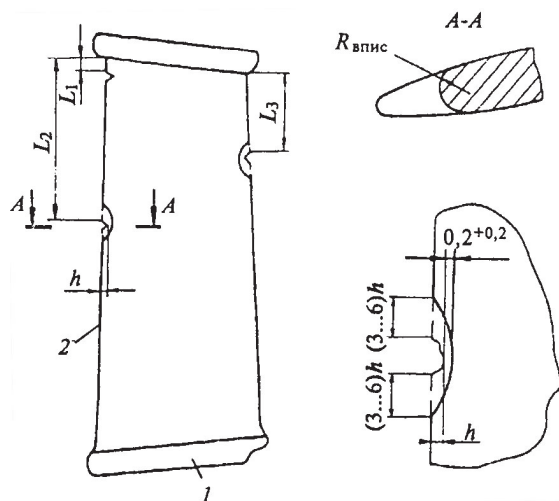


Рис. 7.19. Выборка материала лопатки при устранении повреждений:

1 — корыто; 2 — входная кромка

лем с обеспечением плавного перехода к основной кромке пера с последующей зачисткой места выборки шлифовальной шкуркой и заполировкой.

По мнению авторов [8], такие лопатки после проверки на отсутствие трещин могут быть оставлены для дальнейшей эксплуатации.

На рис. 7.20 показаны операции по восстановлению отдельных рабочих лопаток КНД.

Лопатки с антивибрационными полками ставятся

таким образом, чтобы были обеспечены посадка в диске, натяг и совмещение бандажных полков. Зазор между полками не допускается.

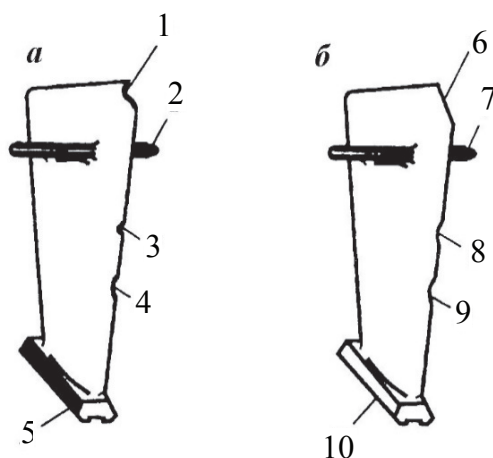


Рис. 7.20. Операции по восстановлению отдельных рабочих лопаток КНД:

а — до ремонта; *б* — после ремонта; 1 — погнутость уголков; 2 — повреждение износостойкого покрытия; 3 — забоина; 4 — вмятина; 5 — износ покрытия (серебро); 6 — устранение погнутости уголков; 7 — восстановление покрытия; 8 — устранение забоин; 9 — устранение вмятин; 10 — восстановление покрытия

Ремонт рабочей лопатки не должен влиять на уравновешенность ротора КНД, для чего ремонтируемая лопатка тщательно взвешивается на моментных весах.

Представленные примеры устранения дефектов отдельных лопаток компрессора не являются типичными для текущего ремонта.

Лопатки турбины, особенно выполненные из жаропрочных сплавов, могут быть приведены в порядок только на специализированном предприятии.

В состав работ по текущему ремонту может входить значительный объем операций по камере сгорания, характерный для того или иного типа двигателя. В них обычно входит разборка горелочных устройств, извлечение жаровых труб, если КС трубчато-кольцевой конструкции. В жаровых трубках должен быть удален возможный нагар, заварены возможные трещины, отревисованы пламеперекидные патрубки, места соединения жаровых труб с газовпускными патрубками. Через них может быть осмотрено состояние сопловых лопаток ТВД.

При использовании жидкого топлива должны быть промыты или заменены форсунки, уточнены их расходные характеристики.

При текущем ремонте должны быть отсоединены и отревисованы навесные агрегаты, очищены топливные, масляные и воздушные фильтры. За этой краткой записью скрывается большая работа.

Если в составе энергетической установки есть теплоутилизационный контур, то по нему должны быть выполнены все предусмотренные техдокументацией работы.

Должна быть проверена электронная или электронно-гидравлическая система запуска.

Ремонтопригодность для модульной конструкции и для обычного трехвального двигателя характеризуется разным содержанием.

Повышение ремонтпригодности означает в первую очередь снижение трудовых и материальных затрат на проведение технического обслуживания (ТО) и ремонта ГТУ при увеличении межремонтной наработки. Вопросы периодичности и содержания различных видов ТО рассмотрены в [8], где уделено внимание главным образом снижению затрат на ремонт, которые не только составляют заметную величину в стоимости жизненного цикла ГТУ, но и требуют многочисленного квалифицированного ремонтного персонала, так как ремонтные работы трудно полностью механизировать. Главный путь снижения этих затрат — повышение ремонтной технологичности, увеличение

межремонтного периода, исключение потребности в ремонте отдельных узлов. Технологичной в отношении ремонта следует принимать такую конструкцию, которая в конкретных условиях проведения ремонта обеспечивает минимальные трудовые и материальные затраты при высоком качестве.

Кроме РТ, на ремонтпригодность влияют потребная квалификация ремонтного персонала, необходимость в специальном техническом оснащении, микроклимат и уровень шума в помещениях, удаленность зданий и укрытий ГТУ от механической мастерской и т. п. Ремонтпригодность обеспечивается при разработке конструкции, но зависит также от выдерживания требований к эксплуатации агрегата, особенно по чистоте рабочих сред, по вибрационному состоянию, по температурным режимам, или в конечном счете — от технического состояния агрегата.

В практике эксплуатации ГТУ установились различные виды ТО: на работающем и на остановленном агрегатах. Перечень операций на работающем ГТУ в зависимости от вида ТО определен регламентом.

На остановленном агрегате проводят чистку некоторых фильтров, осмотр элементов проточной части и камеры сгорания с помощью эндоскопов, готовят промывку проточной части компрессора, устраняют неисправности систем автоматического управления и контрольно-измерительных приборов (КИП), мелкие негерметичности и т. п. Здесь повышению ремонтпригодности способствует хороший доступ к этим фильтрам (применение легкосъёмных крышек, люков) и простое восстановление их работоспособности, достаточное число отверстий для эндоскопирования и совершенство эндоскопов, наличие контрольного (тестового) оборудования для поиска неисправностей в системах управления и КИП и удобных местах для его присоединения и т. д.

Отличие в наборе работ при среднем и капитальном ремонтах указано, например в [8], кроме плановых ремонтов, являющихся следствием различных отказов, что особенно характерно для вновь осваиваемого оборудования.

Для снижения затрат на ремонтные работы имеет большое значение использование агрегатно-узлового метода ремонта, т. е. не восстановление на месте дефектных узлов (роторов, обойм, турбодетандера и др.), а их замена. Агрегатно-узловой метод ремонта требует более высокого уровня взаимозаменяемости узлов.

Повышению ремонтпригодности способствует повышение технологичности при техническом обслуживании.

Несмотря на ограниченность возможных ремонтных работ по неразбираемому конвертированному авиа- или судовому двигателю, кроме перечисленных в первой половине настоящего подраздела, следует отметить ряд дополнительных работ таких, как:

- дефектация проточной части компрессоров и турбин с помощью эндоскопов и оборудования, перечисленного, например, в подразделе контролепригодности;
- смазочно-заправочные работы, производящиеся при текущем ремонте, должна быть выполнена проверка затяжки крепежных соединений лючков и других доступных мест, а также выявлена потребность в запчастях при внеплановых ремонтах;
- восстановление некоторых покрытий, например на внутренней поверхности жаровых труб в камере сгорания судовых двигателей;
- проверка работы оптических пирометров, контролирующих температуру вершин охлаждаемых рабочих лопаток ТВД.

Есть ряд требований к конструкции двигателей в отношении ремонта, которые могут быть проведены уже при первых разборках. К ним относятся доступность и легкоосъемность элементов двигателя.

Такие требования к ремонтпригодности двигателя, как легкоосъемность, взаимозаменяемость, модульность, восстанавливаемость и другие, могут быть проверены при текущем ремонте в ограниченном объеме.

Ангарное исполнение укрытия для ГТУ предусматривает при текущем ремонте обследование и ремонт всего вспомогательного оборудования.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Каталог газотурбинного оборудования 2017 / гл. редактор В. И. Голигузов. Рыбинск : ИД «Газотурбинные технологии», 2017. 384 с.
2. Ревзин Б. С. Конвертированные авиационные двигатели, применяемые в газоперекачивающих и энергетических установках : учебное пособие / Б. С. Ревзин, О. В. Комаров. Екатеринбург : УГТУ–УПИ, 2004. 75 с.
3. Комаров О. В. Газотурбинные двигатели судового типа для энергетических и газотранспортных установок : учебное пособие / О. В. Комаров, Б. С. Ревзин. Екатеринбург : УГТУ–УПИ, 2003. 58 с.
4. Цанев С. В. Газотурбинные и парогазовые установки тепловых электростанций / С. В. Цанев, В. Д. Буров, А. Н. Ремезов. Москва : МЭИ, 2002. 584 с.
5. Ревзин Б. С. Энергетические газотурбинные установки стационарного типа : учебное пособие / Б. С. Ревзин, О. В. Комаров. Екатеринбург : УГТУ–УПИ, 2008. 284 с.
6. Козаченко А. Н. Эксплуатация компрессорных станций магистральных газопроводов / А. Н. Козаченко. Москва : Нефть и газ, 1999. 463 с.
7. Техническая эксплуатация судовых газотурбинных установок / Г. Ш. Розенберг [и др.]. Москва : Транспорт, 1986. 222 с.
8. Технология эксплуатации, диагностики и ремонта газотурбинных двигателей / Ю. С. Елисеев [и др.]. Москва : Высшая школа, 2002. 355 с.
9. Альбом технико-экономических показателей газотурбинных ГПА. Москва : ООО «ВНИИГАЗ», 2006.

ПРИЛОЖЕНИЕ

Показатели газотурбинных газоперекачивающих агрегатов [9]

Наименование показателей	Размерность	Обозначение и тип привода				
		ГТ-750-6 промышленный		ДТ-71 судовой	НК-14СТ авиационный	ГТД-6.3РМ судовой
Тип ГПА	—	ГТ-750-6	ГПА-Ц-6,3С	ГПА-Ц-6,3Б	ГПА-Ц-8Б	
Станционные условия: — температура наружного воздуха; — атмосферное давление; — сопротивление входного тракта; — сопротивление выходного тракта	°С	15	15	15	15	
	МПа	0,1013	0,1013	0,1013	0,1013	
	кПа (мм вод.ст.)	0,49 (50)	0,98 (100)	0,98 (100)	0,98 (100)	
	кПа (мм вод.ст.)	0,49 (50)	1,47 (150)	1,47 (150)	0,98 (100)	
Номинальная мощность в станционных условиях	МВт	6,0	6,3	6,3	8,0	
Максимальная мощность	% (МВт)	120 (7,2)	120 (7,6)	120 (7,6)	120 (9,6)	
Эффективный КПД ГТУ в станционных условиях	%	27,0	30,5	29,0	30,0	
Номинальный расход топлива (при \dot{Q}^*p = 33431 кДж/м ³)	м ³ /ч	2393	2154	2339	2872	
Температура воздуха после осевого компрессора	°С	392	420	399	302	
Температура продуктов сгорания на входе в турбину	°С	750	750	1022	917	
Температура продуктов сгорания на выходе	°С	302	265	423	497	
Степень повышения давления воздуха в компрессоре	—	4,6	13,4	9,7	10,5	
Расход циклового воздуха	кг/с	58,2	29,7	34,6	36,6	
Расход продуктов сгорания на выходе	кг/с	58,6	30,1	34,7	37,1	
Отбор сжатого воздуха ГТУ на нужды КС	%		3,3			
Степень регенерации	—	0,66	0,8	—	—	
Частота вращения роторов турбокомпрессора (КНД/КВД)	об/мин	5200	11000/14100	8050	14470	
Частота вращения ротора силовой турбины	об/мин	5300	8200	8200	8200	

Наименование показателей	Размерность	Обозначение и тип привода				
		MS3002 промышленный		PGT-10 про-мышленный	ГТК-10—4 промышленный	
Тип ГПА	—	ГТК-10И	ГТК-10ИР	PGT-10	ГТК-10	ГТК-10М Рекон
Станционные условия: — температура наружного воздуха; — атмосферное давление; — сопротивление входного тракта; — сопротивление выходного тракта	°C МПа кПа (мм вод.ст.) кПа (мм вод.ст.)	15 0,1013 1,0 (102) 0,5 (51)'	15 0,1013 0,98 (100) 0,98 (100)	15 0,1013 0,98 (100) 0,98 (100)	15 0,1013 1,0 (102) 0,5 (51)'	15 0,1013 1,0 (102) 0,5 (51)'
Номинальная мощность в станционных условиях	МВт	10,3	9,5	10,0	10,0	10,3
Максимальная мощность	% (МВт)	120 (12,4)	120 (11,4)	120 (12,0)	120 (12,0)	120 (12,4)
Эффективный КПД ГТУ в станционных условиях	%	25,9	33,0	31,6	29,0	32,2
Номинальный расход топлива (при $Q_p = 33431$ кДж/м ³)	м ³ /ч	4282	3100	3421	3713	3445
Температура воздуха после осевого компрессора	°C	267	415	426	411	419
Температура продуктов сгорания на входе в турбину	°C	943	954	1070	780	810
Температура продуктов сгорания на выходе в компрессоре	°C	533	353	472	302	274
Степень повышения давления воздуха	—	7,1	7,3	14,0	4,4	4,2
Расход циклового воздуха	кг/с	51,0	51,5	41,7	84,7	84,7
Расход продуктов сгорания на выходе	кг/с	51,8	52,1	42,3	85,4	85,3
Обор сжатого воздуха ГТУ на нужды КС	%				1,0	
Степень регенерации	—		0,85	—	0,7	0,8
Частота вращения роторов турбокомпрессора (КНД/КВД)	об/мин	7100		10800	5200	5020
Частота вращения ротора силовой турбины	об/мин	6500		7900		4800

Наименование показателей	Размерность	Обозначение и тип привода			
		НК-14СТ-10 авиационный	ПС-90ГП-3 авиационный	ДР-59 судовой	ДН-70 судовой
Тип ГПА	—	ГПА-Ц-10Б	ГПА-10 Урал	ГПУ-10	ГПА-10 МН70
Станционные условия: — температура наружного воздуха; — атмосферное давление; — сопротивление входного тракта; — сопротивление выхлопного тракта	°C МПа кПа (мм вод.ст.) кПа (мм вод.ст.)	15 0,1013 0,98 (100) 1,47 (150)	15 0,1013 1,08 (110) 1,76 (180)	15 0,1013 1,47 (150) 1,96 (200)	15 0,1013 0,98 (100) 1,47 (150)
Номинальная мощность в станционных условиях	МВт	10,0	10,0	10,0	10,0
Максимальная мощность	% (МВт)	120 (12)	120 (12)	100 (10)	120 (12)
Эффективный КПД ГТУ в станционных условиях	%	33,0	31,4	27,6	35,0
Номинальный расход топлива (при $Q_p = 33431$ кДж/м ³)	м ³ /ч	3263	3429	3905	3077
Температура воздуха после осевого компрессора	°C	337	392	330	474
Температура продуктов сгорания на входе в турбину	°C	1070	975	785	1183
Температура продуктов сгорания на выхлопе	°C	507	476	330	466
Степень повышения давления воздуха в компрессоре	—	10,5	14,7	10,1	19,5
Расход циклового воздуха	кг/с	37,0	45,1	80,8	35,6
Расход продуктов сгорания на выхлопе	кг/с	37,1	43,9	81,5	36,2
Отбор сжатого воздуха ГТУ на нужды КС	%				
Степень регенерации	—	—	—	—	—
Частота вращения роторов турбокомпрессора (КНД/КВД)	об/мин	8100	10500	5620/7660	12000/15200
Частота вращения ротора силовой турбины	об/мин	8200	9000	4800	4800

Наименование показателей	Размерность	Обозначение и тип привода		
		ГТД-10РМ судовой	ПС-90ГП-1 авиационный	Эйвон авиационный
Тип ГПА	—	ГПА-10Р/РМ	ГПА-12Р Урал	Коберра 182
Станционные условия: — температура наружного воздуха; — атмосферное давление; — сопротивление входного тракта; — сопротивление выходного тракта	°C МПа кПа (мм вод.ст.) кПа (мм вод.ст.)	15 0,1013 1,0 (102) 1,0 (102)	15 0,1013 1,08 (110) 1,76 (180)	15 0,1013 0,59 (60) 0,49 (50)
Номинальная мощность в станционных условиях	МВт	10	12,0	12,9
Максимальная мощность	% (МВт)	120 (12)	110 (13,2)	115 (14,7)
Эффективный КПД ГТУ в станционных условиях	%	35,0	34,0	27,5
Номинальный расход топлива (при $Q/p = 33431$ кДж/м ³)	м ³ /ч	3077	3801	5051
Температура воздуха после осевого компрессора	°C	—	410	312
Температура продуктов сгорания на входе в турбину	°C	1220	1080	887
Температура продуктов сгорания на выходе	°C	520	540	411
Степень повышения давления воздуха в компрессоре	—	17,3	15,8	9,0
Расход циклового воздуха	кг/с	33,0	47,5	76,7
Расход продуктов сгорания на выходе	кг/с	—	47,0	77,6
Обор сжатого воздуха ГТУ на нужды КС	%	2,0	0,5	—
Степень регенерации	—	—	—	—
Частота вращения роторов турбокомпрессора (КНД/КВД)	об/мин	—	10700	7500
Частота вращения ротора силовой турбины	об/мин	4800	6500	5000

Наименование показателей	Размерность	Обозначение и тип привода			
		ПС-90П-2 авиационный	ДЖ-59П2 су- ловой	ДГ-90П2 судовой	АЛ-31СТ авиационный
Тип ГПА	—	ГПА-16(РП) «Урал»	ГПУ-16	ГПА-Ц-16С (Д)	ГПА-16Р «Уфа»/Нева-16
Станционные условия: — температура наружного воздуха; — атмосферное давление; — сопротивление входного тракта; — сопротивление выхлопного тракта	°С МПа кПа (мм вод.ст.) кПа (мм вод.ст.)	15 0,1013 1,08 (110) 1,76 (180)	15 0,1013 1,47 (150) 2,16 (220)	15 0,1013 0,98 (100) 1,47 (150)	15 0,1013 1,47 (150)/0,98 (100) 1,96 (200)/2,45 (250)
Номинальная мощность в станционных условиях	МВт	16,0	16,0	16,0	16,0
Максимальная мощность	% (МВт)	120 (19,2)	120 (19,2)	120 (19,2)	120 (19,2)
Эффективный КПД ГТУ в станционных условиях	%	36,3	30,0	34,0	35,5
Номинальный расход топлива (при $Q_p = 33431$ кДж/м ³)	м ³ /ч	4746	5743	5068	4853
Температура воздуха после осевого компрессора	°С	480	380	420	430
Температура продуктов сгорания на входе в турбину	°С	1127	862	1070	1167
Температура продуктов сгорания на выхлопе	°С	540	355–370	400–410 410–430	490
Степень повышения давления в компрессоре	—	20,0	12,7	19,0	17,5
Расход циклового воздуха	кг/с	57,1	96–97	70,0	64,5
Расход продуктов сгорания на выхлопе	кг/с	56,1	97,7	70,0	65,4
Отбор сжатого воздуха ГТУ на нужды КС	%	0,5	1,5	—	1,2
Степень регенерации	—	—	—	—	—
Частота вращения роторов турбокомпрессора (КНД/КВД)	об/мин	10700	6250/8000	7100/8900	9700/12500
Частота вращения ротора силовой турбины	об/мин	5300	5300	5200	5300 5100

Наименование показателей	Размерность	Обозначение и тип привода			
		НК-38СТ авиационный	НК-16(18)СТ авиационный	ГТН-16М-1 промышленный	ГТНР-16 промышленный
Тип ГПА	—	ГПА-16 «Волга»/ГПА-Ц-16 НК-38	ГПА-Ц-16/ГПА-Ц-18	ГТН-16М-1	ГТНР-16
Станционные условия: — температура наружного воздуха; — атмосферное давление; — сопротивление входного тракта; — сопротивление выхлопного тракта	°С МПа кПа (мм вод.ст.) кПа (мм вод.ст.)	15 0,1013 1,96 (200) 0,98 (100)	15 0,1013 1,96 (200) 5,64 (575)	15 0,1013 1,08 (110) 0,78 (80)	15 0,1013 0,98 (100) 0,98 (100)
Номинальная мощность в станционных условиях	МВт	16,0	16,0	16,0	16,0
Максимальная мощность	% (МВт)	120 (19,2)	120 (19,2)	120 (19,2)	120 (19,2)
Эффективный КПД ГТУ в станционных условиях	%	36,5	27,5	29,4	32,5
Номинальный расход топлива (при $\dot{Q}_p = 33431 \text{ кДж/м}^3$)	м ³ /ч	4720	6270	6593	5558
Температура воздуха после осевого компрессора	°С	548	313	322	382
Температура продуктов сгорания на входе в турбину	°С	1183	857	865	920
Температура продуктов сгорания на выхлопе	°С	448	412	460	420
Степень повышения давления воздуха в компрессоре	—	25,9	9,7		11,5
Расход циклового воздуха	кг/с	53,7	101,9	100,0	83,9
Расход продуктов сгорания на выхлопе	кг/с	54,6	103,0	101,2	84,9
Отбор сжатого воздуха ГТУ на нужды КС	%	—	2,0	—	0,6
Степень регенерации	—	—	—	—	—
Частота вращения роторов турбокомпрессора (КНД/КВД)	об/мин	12000/16000	5270/6720	5370/6830	6900
Частота вращения ротора силовой турбины	об/мин	5300	5300	5100	5200

Наименование показателей	Размерность	Обозначение и тип привода					
		MS5002 промыш- ленный		GT-10B про- мышленный	M5352R промышленный		LM 2500+ авиацион- ный
Тип ГПА	—	ГТК-25И	ГТК-25ИР	Балтика 25	ГТНР-25(В)	ГТНР-25И(С)	ПЖТ-25+
Станционные условия: — температура наружного воздуха; — атмосферное давление; — сопротивление входного тракта; — сопротивление выходного тракта	°C МПа кПа (мм вод.ст.) кПа (мм вод.ст.)	15 0,1013 0,98 (100) 0,98 (100)	15 0,1013 0,98 (100) 0,98 (100)	15 0,1013 0,7 (70) 0,98 (100)	15 0,1013 0,98 (100) 0,98 (100)	15 0,1013 0,98 (100) 0,98 (100)	15 1,1013 0,98 (100) 0,98 (100)
Номинальная мощность в станционных ус- ловиях	МВт	23,9	22,2	24,5	22,2	24,6	30,9
Максимальная мощность	% (МВт)	120 (28,7)	120 (26,6)	120 (29,4)	120 (28,7)	120 (29,5)	120 (37,1)
Эффективный КПД ГТУ в станционных ус- ловиях	%	27,7	34,5	34,6	34,7	35,4	40,8
Номинальный расход топлива (при $Q'p = 33431$ кДж/м ³)	м ³ /ч	9292	6929	7781	6889	7483	8155
Температура воздуха после осевого компрес- сора	°C	284	472	385	472	489	
Температура продуктов сгорания на входе в турбину	°C	927	927	1112	927	965	
Температура продуктов сгорания на выходе	°C	491	345	543	345	349	500
Степень повышения давления воздуха в ком- прессоре	—	8,2	8,6	13,6	8,6	8,7	21,5
Расход циклового воздуха	кг/с	116,3	112,7	77,2	112,7	117,9	84,3
Расход продуктов сгорания на выходе	кг/с	118,0	114,0	78,6	114,0	119,3	
Оборот сжатого воздуха ГТУ на нужды КС	%						
Степень регенерации	—	—	0,85	—	0,85	0,85	
Частота вращения роторов турбокомпресси- ра (КНД/КВД)	об/мин	5100		9705	5100	5000	9170
Частота вращения ротора силовой турбины	об/мин	4670		7700	4670	4670	6100

Наименование показателей	Размерность	Обозначение и тип привода						
		ДН-80Л судовой		ПС-90ГП-25 авиацион- ный	НК-36СТ авиационный			ГТН-25-1 промыш- ленный
		ГПА-25/76ДН80Л	ГПА-25ДН «Урал»	ГПА-25РПС «Урал»	ГПА- Ц-25М	ГПА- Ц-25НК	ГПА-25 Нева	ГТН-25-1
Тип ГПА	—							
Станционные условия: — температура наружного воздуха; — атмосферное давление; — сопротивление входного тракта; — сопротивление выходного тракта	°С	15		15	15	15	15	15
	МПа	0,1013		0,1013	0,101	0,101	0,101	0,1013
	кПа (мм вод.ст.)	0,98 (110)		0,98 (100)	1,47 (150)	1,96 (200)	0,98	0,69 (70)
	кПа (мм вод.ст.)	1,47 (150)/0,98 (100)		0,98 (100)	1,47 (150)	5,39 (550)	1,47 (150)	0,78 (80)
Номинальная мощность в станционных условиях	МВт	25		25		25		24,5
Максимальная мощность	% (МВт)	120 (30)		120 (30)		120 (30)		120 (30)
Эффективный КПД ГТУ в станционных условиях	%	35,0		38,7		34,5		30,6
Номинальный расход топлива (при $Q'p = 33431$ кДж/м ³)	м ³ /ч	7692		6956		7803		8622
Температура воздуха после осевого ком-прессора	°С	490		540		495		410
Температура продуктов сгорания на вхо-де в турбину	°С	1245		1228		1147		1090
Температура продуктов сгорания на вы-хлопе	°С	450		472		425		500
Степень повышения давления воздуха в компрессоре	—	21,8		30,5		23,1		13,0
Расход циклового воздуха	кг/с	85,6		81,7		99,6		100,6
Расход продуктов сгорания на выходе	кг/с	87,0		79,6		101,0		102,2
Отбор сжатого воздуха ГТУ на нужды КС	%			0,5		.		0,5
Степень регенерации	—	—		—				—
Частота вращения роторов турбоком-прессора (КНД/КВД)	об/мин	9460		4250/11680		5000/8000		7100
Частота вращения ротора силовой турбины	об/мин	3700		5000		5000		5600

Наименование показателей	Размерность	Обозначение и тип привода		
		ГТД-4РМ Судовой	Д-30-ЭУ-2 авиационный	ГТН-6У промышленный
Тип ГПА	—	ГПА-4РМ	ГПА-4ПХГ Урал	ГТН6У
Станционные условия: — температура наружного воздуха; — атмосферное давление; — сопротивление входного тракта; — сопротивление выхлопного тракта	°C МПа кПа (мм вод.ст.) кПа (мм вод.ст.)	15 0,1013 0,98 (110) 0,98 (110)	15 0,1013 0,98 (110) 0,98 (110)	15 0,1013 1,0 (102) 0,98 (110)
Номинальная мощность в станционных условиях	МВт	4,0	4,0	6,3
Максимальная мощность	% (МВт)	120 (4,8)	119 (4,75)	120 (7,5)
Эффективный КПД ГТУ в станционных условиях	%	32,0	24,0	30,5
Номинальный расход топлива (при $Q'p = 33431$ кДж/м ³)	м ³ /ч	1346	1795	2224
Температура воздуха после осевого компрессора	°C	352	390	422
Температура продуктов сгорания на входе в турбину	°C	881		920
Температура продуктов сгорания на выхлопе	°C	386	417	410
Степень повышения давления воздуха в компрессоре	—	12,1		12,0
Расход циклового воздуха	кг/с	21,7	27,8	32,1
Расход продуктов сгорания на выхлопе	кг/с	21,9	28,1	32,5
Отбор сжатого воздуха ГТУ на нужды КС	%	2,0	1,0	2,0
Степень регенерации	—	—	—	—
Частота вращения роторов турбокомпрессора (КНД/КВД)	об/мин	14440	9950	10800
Частота вращения ротора силовой турбины	об/мин	10700	7000	6150

ОГЛАВЛЕНИЕ

Введение	3
Глава 1. Сравнительная характеристика газотурбинных приводов: авиационного, судового и стационарного	6
1.1. Конструктивные типы авиадвигателей, используемых для конвертирования в энергетические и приводные установки	6
1.2. Общая характеристика судовых двигателей, применяемых при транспорте газа и в энергетике	9
1.3. Влияние транспортного газотурбостроения на ГТУ малой и средней мощности стационарного типа	15
Глава 2. Переменные режимы авиационных и судовых двигателей, используемых на земле	18
2.1. Взаимозависимость работы узлов трехвального конвертированного ГТД на переменных режимах	18
2.2. Возможность повышения топливной эффективности конвертированных ГТД со свободной турбиной	21
2.3. Особенности переменных режимов однокомпрессорных двухвальных ГТД	23
2.4. Переменный режим одновальных конвертированных ГТД	25
Глава 3. Некоторые общие особенности конструкции авиационных и судовых газотурбинных двигателей 2-го и 3-го поколений	28
3.1. Особенности осевых компрессоров	28
3.2. Некоторые особенности конструкции турбин двухвальных газогенераторов авиационных двигателей	32
3.3. Особенности конструкций камер сгорания	36
Глава 4. Авиационные конвертированные двигатели для газовой промышленности и энергетики	38
4.1. Конвертированные двигатели семейства «НК»	38
4.2. Конвертированные двигатели семейства «ПС»	54
4.3. Конвертированные двигатели семейства «АЛ-31»	69

Глава 5. Конвертированные судовые двигатели	
НПО «Машпроект»	81
5.1. Двигатель ДЖ59Л	81
5.2. Двигатели ДТ71П	90
5.3. Особенности конструкции двигателей ДГ90 и ДН80	94
5.4. Применение судовых ГТД в качестве энергетических установок малой и средней мощности.....	106
5.5. Масляная система судовых ГТД разработки НПО «МАШПРОЕКТ»	112
Глава 6. Конвертированные авиационные двигатели зарубежных фирм	120
6.1. Газотурбинные двигатели и установки фирмы «Роллс-Ройс»	120
6.2. Конвертированные авиационные двигатели фирмы «ДЖЕНЕРАЛ ЭЛЕКТРИК» (GE)	125
6.3. Газотурбинная установка типа FT8	132
Глава 7. Обслуживание, надежность и диагностика энергетических и приводных гту транспортного типа	135
7.1. Особенности эксплуатации и обслуживания энергетических и приводных ГТУ транспортного типа.....	135
7.2. Особенности обслуживания судовых газотурбинных двигателей, установленных на газокompрессорных и электрических станциях	140
7.3. Вопросы обслуживания авиационных ГТД при эксплуатации их в газотранспортных и энергетических установках.....	145
7.4. Вопросы контроля и контролепригодности	149
7.5. Типичные неисправности и диагностика технического состояния ГТУ транспортного типа.....	156
7.6. Особенности технической диагностики ГТД на подшипниках качения	163
7.7. Представление об автоматизированной системе диагностики	165
7.8. Надежность газотурбинных установок.....	168
7.9. Ремонт и ремонтпригодность	177
Библиографический список	184
Приложение	185

Учебное издание

Комаров Олег Вячеславович
Недошивина Татьяна Анатольевна
Ревзин Борис Соломонович

АВИАЦИОННЫЕ И СУДОВЫЕ КОНВЕРТИРОВАННЫЕ ГАЗОТУРБИННЫЕ ДВИГАТЕЛИ НАЗЕМНОГО ПРИМЕНЕНИЯ

Редактор О. С. Смирнова
Верстка Е. В. Ровнушкиной

Подписано в печать 20.03.2019. Формат 70×100 1/16.
Бумага писчая. Цифровая печать. Усл. печ.л. 15,8.
Уч.-изд.л. 11,6. Тираж 40 экз. Заказ 65.

Издательство Уральского университета
Редакционно-издательский отдел ИПЦ УрФУ
620049, Екатеринбург, ул. С. Ковалевской, 5
Тел.: 8 (343) 375-48-25, 375-46-85, 374-19-41
E-mail: rio@urfu.ru

Отпечатано в Издательско-полиграфическом центре УрФУ
620083, Екатеринбург, ул. Тургенева, 4
Тел.: 8 (343) 358-93-06, 350-58-20, 350-90-13
Факс: 8 (343) 358-93-06
<http://print.urfu.ru>

